

## **Statische aeroelastische Anforderungen beim multidisziplinären Struktur- entwurf von Verkehrsflug- zeugflügeln**

Thomas Klimmek

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Aeroelastik  
Göttingen



DLR

Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt









# **Forschungsbericht 2016-34**

## **Statische aeroelastische Anforderungen beim multidisziplinären Strukturentwurf von Transportflugzeugflügeln**

Thomas Klimmek

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
Institut für Aeroelastik  
Göttingen

239 Seiten  
97 Bilder  
23 Tabellen  
207 Literaturstellen



**DLR**

**Deutsches Zentrum  
für Luft- und Raumfahrt e.V.**

in der Helmholtz-Gemeinschaft



# Statische aeroelastische Anforderungen beim multidisziplinären Strukturentwurf von Verkehrsflugzeugflügeln

Von der Fakultät für Maschinenbau  
der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig

zur Erlangung der Würde

eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)

genehmigte Dissertation

von: Thomas Klimmek

aus: Essen

eingereicht am: 28.7.2015

mündliche Prüfung am: 18.3.2016

Gutachter: Prof. Dr.-Ing. Lorenz Tichy  
Prof. Dr.-Ing. Horst Baier

Vorsitzender: Prof. Dr.-Ing. Peter Horst

2016



Klimmek, Thomas

## Statische aeroelastische Anforderungen beim multidisziplinären Strukturentwurf von Verkehrsflugzeugflügeln

**Kurzfassung:** Die notwendige Vermeidung von Querruderumkehr und statischer Divergenz innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe wirkt sich auf den Strukturentwurf von Verkehrsflugzeugflügeln aus. Die Fragestellung wird anhand von Parameterstudien mit praxisorientierten Strukturmodellen und einem entwickelten Entwurfsprozess bearbeitet.

Dem Entwurfsprozess liegt ein ganzheitliches Parametrisierungskonzept zugrunde, mit dem alle Simulationsmodelle des Prozesses über die sogenannten Simulationsmodellbausteine parametrisiert aufgebaut werden. Wesentlich dabei ist auch die Verwendung parametrischer Geometriemodelle für den Flügel und den Flügelkasten, wobei  $B$ -Splines wegen der besonderen Eigenschaft glatte Kurven- und Flächenverläufe zu erzielen, eingesetzt werden. Differentialgeometrische Konstruktionsmethoden sind Teil des sukzessiven Aufbaus der Geometriemodelle.

Die Lastanalyse als weiterer Schritt des Entwurfsprozesses umfasst die Simulation verschiedener Manöverlastfälle für ausgewählte Massenkfigurationen und Flugzustände. Mithilfe eines mehrstufigen Dimensionierungsprozesses werden die Wanddicken der Deckhäute, Holme und Rippen und die Querschnittsflächen der Versteifungselemente ermittelt. Es kommen dabei gradientenbasierte Optimierungsalgorithmen zum Einsatz. Die Restriktionen sind Fertigungsrandbedingungen, zulässige Spannungen, die Beulsicherheit sowie Restriktionen aus der statischen Aeroelastik, um Querruderumkehr und statische Divergenz zu vermeiden. Es wird zudem ein vollständiges Massenmodell für den Flügel parametrisch aufgebaut. Dies umfasst neben der Strukturmasse des Flügelkastens, nicht-strukturelle Massen, die Sekundärstruktur, wie die Klappen, Triebwerks- sowie Pylonmassen und Kraftstoffmassen.

Da die gegebene Flügelgeometrie in der Regel dem aerodynamischen Entwurf des Flügels entspricht, also der Geometrie zu einem repräsentativen Flugpunkt (z.B. 1g Reiseflug bei Reisefluggeschwindigkeit und mittlerer Kraftstoffbeladung), ist der letzte Schritt des Entwurfsprozesses die Ermittlung der Bauformgeometrie, des sogenannten jig-shape.

Für die Flügel von zwei Flugzeugkonfigurationen für die Kurz- und Mittelstrecke, eine mit Vorwärts- und eine mit Rückwärtspfeilung, und den Flügel einer rückwärtsgepfeilten Langstreckenkonfiguration wird der Einfluss der statischen aeroelastischen Anforderungen auf den Strukturentwurf untersucht. Es werden sowohl die Bereiche ermittelt, die dazu verstärkt werden müssen, als auch eine Abschätzung der zusätzlichen Masse vorgenommen. Neben dem Basisentwurf wird der Entwurfsprozess für eine Reihe von Parametervariationen durchgeführt, wie der Planformgeometrie, der Flügelkastenkonstruktion sowie der Lage und Größe des Querruders.

**Stichworte:** Statische Aeroelastik, Ruderwirksamkeit, Divergenz, Strukturoptimierung, Transportflugzeugflügel,  $B$ -Splines





Klimmek, Thomas

## Influence of the static aeroelastic requirements on the multidisciplinary structural design of transport aircraft wings

**Abstract:** The required avoidance of aileron reversal and static divergence within the aeroelastic stability envelope effects the structural design of transport aircraft wings. The question is addressed by parameter studies regarding the structural design of transport aircraft wings using praxis oriented structural models in a developed design process.

The design process is based on a holistic parametrization concept, where all simulation models of the process are set up with simulation model modules. The usage of parametrically defined geometry models of the wing and the housing wing box is significant, whereby *B*-splines are used, because of their smooth curve and surface characteristic. Differential geometric design methods are part of the successive geometry model set-up process

As next step of the design process the loads analysis comprises several manoeuvre load case for selected mass cases and flight points. Using the multiple step dimensioning process, the thickness of the skin, the spars, and the ribs, and the areas of the stiffener are estimated. Gradient based optimization algorithms are applied with constraints comprising manufacturing parameters, allowable stress, safety factor for buckling, as well as constraints from static aeroelasticity in order to avoid aileron reversal and static divergence. Also, a complete mass model of the wing is set up. Besides the mass of the structural wing box, non-structural masses, the secondary structure, also flaps, engine and pylon masses and fuel masses are considered.

Because the given wing geometry is the aerodynamic design of a representative flight point (e.g. 1g cruise condition at cruise speed, and medium fuel configuration) the last step of the design process is the estimation of the jig-shape.

For the wings of two short- to medium-range configurations, one with forward and the other backward swept wings, and backward swept long-range configuration the influence of the static aeroelastic requirements on the structural design is investigated. The areas of to be reinforced due to aeroelastic requirements are estimated, as well as the necessary additional mass. In addition to the basic design a set of parameter variations are made, as for the planform geometry, the topology of the structural layout of the wing box and the position and size of the aileron.

**Keywords:** static aeroelasticity, aileron efficiency, divergence, structural optimization, aircraft design, transport aircraft wings, *B*-splines



## Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Aeroelastik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Göttingen. Ich danke Herrn Prof. Dr. Horst Baier (TU-München, Lehrstuhl für Leichtbau) und Herrn Prof. Dr. Lorenz Tichy (TU-Braunschweig, Direktor DLR Institut für Aeroelastik in Göttingen) für die wissenschaftliche Betreuung der Arbeit. Insbesondere danke ich für wertvolle fachliche Impulse und Diskussionen zum Themengebiet der Strukturoptimierung und zur Aeroelastik im Flugzeugentwurf.

Da die Anfänge meiner Arbeit bis in das Jahr 1997 zurückreichen, möchte ich auch Herrn Prof. Dr. Hans A. Eschenauer (†2008) und Herrn Prof. Dr. Wilfried Becker von der Universität Siegen für die wissenschaftliche Betreuung in der Anfangszeit danken. Im weiteren danke ich Herrn Dr. Johann Krammer (seinerzeit Daimler Chrysler Aerospace, seit 2014 Airbus Defense and Space) und Herrn Prof. Dr. Heinz Hönlinger (seinerzeit Direktor des DLR Instituts für Aeroelastik) für die Ermöglichung einer Patenschaftsstelle zwischen Daimler Chrysler Aerospace und dem DLR im Jahr 1997. Damit begannen meine Arbeiten auf dem Themengebiet der jetzt vorliegenden Dissertation. Weiterhin gilt mein Dank Herrn Herbert Hörnlein und Herrn Dr. Martin Stettner (beide seinerzeit Daimler Chrysler Aerospace) für viele fruchtbare Diskussionen in den Anfängen meiner Arbeit. Insbesondere danke ich Herbert Hörnlein für die nachhaltige Begeisterung für das Thema Strukturoptimierung.

Ich danke auch Herrn Dr. Fritz Kießling und Herrn Prof. Dr. Wolf-Reiner Krüger, die als Abteilungsleiter meine Arbeit jederzeit unterstützt und nötige Freiräume gewährt haben, aber auch stets zu fachlichen Diskussionen bereit waren.

Nicht vergessen möchte ich den Dank an die Mitarbeiter des DLR Instituts für Aeroelastik. Insbesondere gilt mein Dank dabei den Kollegen bzw. Studenten, die das über die Jahre entwickelte und mit meiner Arbeit untrennbar verbundene Computerprogramm ModGen in ihren Aufgabengebieten eingesetzt haben. Jedes Feedback war ein wichtiger Beitrag zur Weiterentwicklung von ModGen und damit auch zum Gelingen meiner Arbeit. So danke ich daher Gabriel Chiozzotto, Dr. Sunpeth Cumnuantip, Dr. Johannes Dillinger, Etana Ferede, Vega Handojo, René Liepelt, Yasser Meddaikar, Leonardo de Oliveira, Victoria Otto, Clement Pornet, Markus Ritter, Daniel Sadra, Dr. Jan Schwochow, Stefan Surrey, Jaromir Ufer, Arne Voß und Stefan Wiggen.

Neben meiner ganzen Familie, gilt aber ein besonders großer Dank meiner Frau Anja. Ihre vielfältige und nachdrückliche Unterstützung über die lange Zeit war unerlässlich für die Fertigstellung meiner Arbeit.

Göttingen, im August 2016

Thomas Klimmek



# Inhaltsverzeichnis

|   |           |
|---|-----------|
| <b>Symbolverzeichnis</b>  | <b>V</b>  |
| <b>1 Einleitung</b>   | <b>1</b>  |
| 1.1 Motivation und Problemstellung . . . . .  | 1         |
| 1.2 Ziel und Aufbau der Arbeit . . . . .  | 3         |
| 1.3 Literaturübersicht . . . . .  | 11        |
| 1.3.1 Strukturentwurf mit Aeroelastik Restriktionen - Aeroelastic Tailoring . . . . .               | 12        |
| 1.3.2 Entwurfsprozesse - Parametrisierungskonzepte . . . . .  | 15        |
| 1.3.3 Geometrisches Modellieren - Einsatz bei Optimierungsaufgaben und im Flugzeugentwurf . . . . . | 18        |
| <b>2 Parametrischer Entwurfsprozess und das Parametrisierungskonzept</b>                            | <b>23</b> |
| 2.1 Flugzeugentwurfsphasen und Entwurfsaufgaben . . . . .   | 23        |
| 2.2 Parametrischer Entwurfsprozess . . . . .  | 27        |
| 2.2.1 Grundlegende Prozessschritte . . . . .  | 28        |
| 2.2.2 Parametrische Modellbildung . . . . .   | 28        |
| 2.2.3 Konzept der parametrischen Geometriemodelle . . . . .   | 31        |
| 2.2.4 Anforderungen an die Simulationsmodelle . . . . .   | 32        |
| 2.2.5 Simulationsmodelle . . . . .  | 32        |
| 2.2.6 Konzept der Simulationsmodellbausteine für parametrische Simulationsmodelle . . . . .         | 36        |
| 2.3 Grundgleichungen im Entwurfsprozesses . . . . .   | 38        |
| <b>3 Parametrische Geometriemodellierung und Aufbau Simulationsmodellbausteine</b>                  | <b>45</b> |
| 3.1 Anforderungen und Konzept . . . . .   | 46        |
| 3.2 Parametrische Geometriefunktionen und differentialgeometrische Operationen . . . . .            | 48        |
| 3.2.1 Parameterdarstellung . . . . .  | 48        |
| 3.2.2 B-Spline Kurven . . . . .   | 50        |
| 3.2.3 B-Spline Flächen . . . . .  | 53        |
| 3.2.4 Transformationen . . . . .  | 54        |
| 3.2.5 Minimaler Abstand zwischen Punkt und Fläche . . . . .   | 57        |

|          |   |            |
|----------|---|------------|
| 3.2.6    | Schnittpunkt zwischen Kurve und Fläche . . . . .                                    | 57         |
| 3.2.7    | Approximations- und Interpolationsmethoden mit <i>B</i> -Splines . . .              | 59         |
| 3.3      | Prozess Geometriemodellaufbau . . . . .   | 64         |
| 3.4      | Aufbau Simulationsmodellbausteine . . . . .   | 73         |
| 3.4.1    | Finite-Elemente-Modell Flügelkasten . . . . .                                       | 73         |
| 3.4.2    | Aerodynamikmodell . . . . .   | 75         |
| 3.4.3    | Lastreferenzachse, Kopplung Struktur- und Aerodynamikmodell .                       | 77         |
| 3.4.4    | Kondensation der Steifigkeiten auf die Lastreferenzachse . . . . .                  | 79         |
| 3.4.5    | Anschlusselemente für den Flügel-Rumpfübergang . . . . .                            | 79         |
| 3.4.6    | Triebwerk und Triebwerksgondel . . . . .  | 80         |
| 3.4.7    | Massenmodell für die Kraftstoffverteilung . . . . .                                 | 81         |
| 3.4.8    | Massenmodell Gesamtflügel und halbes Restflugzeug . . . . .                         | 82         |
| 3.4.9    | Optimierungsmodelle . . . . .   | 83         |
| 3.4.10   | Parameter analytisch-empirische Querschnittsdimensionierung . .                     | 84         |
| <b>4</b> | <b>Multidisziplinäre Simulation</b>   | <b>87</b>  |
| 4.1      | Zustandsgrößen und Simulationsverfahren . . . . .                                   | 87         |
| 4.2      | Die Finite-Elemente Methode . . . . .   | 88         |
| 4.2.1    | Grundgleichungen . . . . .  | 89         |
| 4.2.2    | Qualität der FE-Modelle . . . . .   | 92         |
| 4.2.3    | Statische Zustandsgrößen . . . . .  | 93         |
| 4.2.4    | Dynamische Zustandsgrößen . . . . .   | 94         |
| 4.3      | Zustandsgrößen zur strukturmechanischen Stabilität . . . . .                        | 95         |
| 4.4      | Aeroelastische Zustandsgrößen . . . . .   | 98         |
| 4.4.1    | Aerodynamische Analyse mit der Doublet Lattice Methode . . . .                      | 100        |
| 4.4.2    | Kopplung Struktur und Aerodynamik . . . . .   | 103        |
| 4.4.3    | Statische Aeroelastik . . . . .   | 104        |
| <b>5</b> | <b>Dimensionierungsmethoden und Dimensionierungsprozess</b>                         | <b>111</b> |
| 5.1      | Analytisch-empirische Querschnittsdimensionierung . . . . .                         | 112        |
| 5.2      | Dimensionierung mit Strukturoptimierungsmethoden . . . . .                          | 117        |
| 5.2.1    | Optimierungsschleife für gradientenbasierte Optimierungsalgorithm-<br>men . . . . . | 118        |
| 5.2.2    | Mathematische Optimierungsalgorithmen . . . . .                                     | 121        |
| 5.3      | Dreistufiger Dimensionierungsprozess . . . . .                                      | 122        |
| <b>6</b> | <b>Anwendungsbeispiele</b>  | <b>127</b> |
| 6.1      | Flügel der D150-Konfiguration . . . . .   | 128        |
| 6.1.1    | Allgemeine Flugzeugparameter . . . . .  | 129        |
| 6.1.2    | Parametrische Modelle . . . . .   | 129        |
| 6.1.3    | Lastfälle . . . . .   | 135        |
| 6.1.4    | Ergebnisse Basisentwurf . . . . .   | 137        |

|          |  |            |
|----------|--|------------|
| 6.1.5    | Parameterstudie - 18 Planformvariationen . . . . .   | 140        |
| 6.2      | Flügel der CRM-Konfiguration . . . . .   | 149        |
| 6.2.1    | Allgemeine Flugzeugparameter . . . . .   | 150        |
| 6.2.2    | Parametrische Modelle . . . . .  | 151        |
| 6.2.3    | Lastfälle . . . . .  | 157        |
| 6.2.4    | Ergebnisse Basisentwurf . . . . .  | 157        |
| 6.2.5    | Parameterstudie 1 - Variation der Stringerorientierung . . . . .   | 159        |
| 6.2.6    | Parameterstudie 2 - Variation der Querrudergeometrie . . . . .   | 161        |
| 6.2.7    | Strukturdimensionierung mit Querruderwirksamkeitsrestriktion bei<br>Zulassung negativer Querruderwirksamkeit . . . . . | 163        |
| 6.3      | Flügel der iGREEN-Konfiguration . . . . .  | 175        |
| 6.3.1    | Allgemeine Flugzeugparameter . . . . .   | 176        |
| 6.3.2    | Parametrische Modelle . . . . .  | 176        |
| 6.3.3    | Lastfälle . . . . .  | 181        |
| 6.3.4    | Ergebnisse Basisentwurf . . . . .  | 184        |
| 6.3.5    | Parameterstudie 1 - Variation der Stringerorientierung . . . . .   | 188        |
| 6.3.6    | Parameterstudie 2 - Variation der Holmpositionen . . . . .   | 189        |
| 6.3.7    | Parameterstudie 3 - Variation der Flügelpfeilung . . . . .   | 191        |
| <b>7</b> | <b>Zusammenfassung und Ausblick</b>  | <b>195</b> |
|          | <b>Literaturverzeichnis</b>  | <b>201</b> |





# Symbolverzeichnis

Die nachfolgende Liste beinhaltet die wesentlichen Symbole, Abkürzungen und Schreibweisen, die in dieser Arbeit verwendet werden. Weitere oder von dieser Liste abweichende Bezeichnungen werden in den jeweiligen Kapiteln erläutert.

## a) Abkürzungen

|                 |  |
|-----------------|--|
| AFWAL           | Air Force Wright Aeronautical Laboratories   |
| AIAA            | The American Institute of Aeronautics and Astronautics                               |
| AMC             | Acceptable Means of Compliance   |
| BLISS           | Bi-Level Integrated System Synthesis   |
| CAD             | Computer Aided Design  |
| CAGD            | Computer Aided Geometric Design  |
| CAM             | Computer Aided Manufacturing   |
| CATIA           | Computer Aided Three-Dimensional Interactive Application                             |
| CFD             | Computational Fluid Dynamics   |
| CFRP            | Carbon Fibre-Reinforced Plastic  |
| CGP             | Computer Graphics Programming  |
| CO              | Collaborative Optimization   |
| CPACS           | Common Parametric Aircraft Configuration Schema                                      |
| CS25            | Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes |
| CRM             | Common Research Model  |
| CSSO            | Concurrent Subspace Optimization   |
| DEE             | Design and Engineering Engine  |
| DEM             | Design Elemente Methode  |
| DLM             | Doublet-Lattice Methode  |
| DL              | Double-Lattice   |
| DLR             | Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  |
| DOF             | Degrees of Freedom (Freiheitsgrade im FE-Modell)                                     |
| DS <sub>i</sub> | <i>i</i> -te Dimensionierungsstufe   |
| EAS             | Equivalent Airspeed  |
| EASA            | European Aviation Safety Agency  |
| EC              | European Commission  |
| EFCS            | Electronic Flight Control System   |
| EV              | Entwurfsvariable   |

|        |  |
|--------|--|
| FAA    | Federal Aviation Agency  |
| FAR    | Federal Aviation Regulations                                     |
| FE     | Finite-Elemente, Finites-Element                                 |
| FEM    | Finite-Elemente-Methode  |
| FERMAT | Flutter Reduced Order Assessment                                 |
| FSD    | Fully Stressed Design  |
| GSE    | Global Sensitivity Equation                                      |
| HH $i$ | Hinterholmabschnitt $i$  |
| HK     | Hinterkante  |
| HLW    | Höhenleitwerk  |
| HSB    | Handbuch Struktur-Berechnung                                     |
| ICW    | Intermediate Complexity Wing                                     |
| IFL    | Institut für Leichtbau der TU-Braunschweig                       |
| IGES   | International Graphics Exchange Standard                         |
| KTH    | Königlich Technische Hochschule in Stockholm                     |
| LRA    | Lastreferenzachse  |
| LTH    | Luftfahrttechnisches Handbuch                                    |
| MAC    | Mean Aerodynamic Chord   |
| MBB    | Messerschmitt-Bölkow-Blohm                                       |
| MDO    | Multidisciplinary Design Optimization                            |
| MFP    | Maintenance Facility Planning                                    |
| MMFD   | Modified Method of Feasible Direction                            |
| MMG    | Multi Model Generator  |
| MP     | Mathematical Programming   |
| NASA   | National Aeronautic and Space Administration                     |
| NLR    | The National Aerospace Laboratory of the Netherlands             |
| NSI    | Natural Spline Interpolation                                     |
| NURBS  | Non Uniform Rational $B$ -Splines                                |
| OC     | Optimality Criteria  |
| OWE    | Betriebsleergewicht, Operating Weight Empty                      |
| QR $i$ | $i$ -tes Querruder   |
| R $i$  | $i$ -te Rippe  |
| RSM    | Response Surface Methodology                                     |
| SLP    | Sequential Linear Programming                                    |
| SO     | Strukturoptimierung  |
| SOM    | Strukturoptimierungsmethoden                                     |
| SQP    | Sequential Quadratic Programming                                 |
| STEP   | Standard for the Exchange of Product Model Data                  |
| TAS    | True Airspeed, wahre Fluggeschwindigkeit                         |
| TIGL   | Geometriebibliothek  |
| TsAGI  | Central Aerohydrodynamic Institute, russisches Luftfahrtinstitut |
| TU     | Technische Universität   |

|        |   |
|--------|---|
| UAV    | Unmanned Aerial Vehicle   |
| VH $i$ | Vorderholmabschnitt $i$   |
| VK     | Vorderkante   |
| W2GJ   | Matrixname bei MSC.Nastran Solution 144                           |
| X31    | Experimentalflugzeug aus US-amerikanischer-deutscher Koproduktion |

## b) Programm und Projektnamen

|              |  |
|--------------|--|
| ASTROS       | Automated STRuctural Optimization System   |
| CAESIOM      | Computerised Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimisation Methods  |
| CATIA        | Computer Aided Three-Dimensional Interactive Application, CAD-Programm der französischen Firma Dassault                            |
| DT_NURBS     | Fortran77 Bibliothek mit Geometriefunktionen und differentialgeometrischen Konstruktionsmethoden                                   |
| ELWIS        | Modellgenerator - Finite Element Wing Structure  |
| FAME-F       | Fast and Advanced Mass Estimation of Fuselages, Programm von Airbus  |
| FAME-W       | Fast and Advanced Mass Estimation of Wings, Programm von Airbus  |
| iGREEN       | Integrated Green Aircraft, DLR Projekt (2001-2003)   |
| iSIGHT       | Optimierungsprogramm für MDO Aufgaben  |
| LamAiR       | Laminar Aircraft Research, DLR Projekt (2009-2012)   |
| LANN         | Windkanal Testkampagne von Lockheed, AFWAL, NASA und NLR   |
| MBB-Lagrange | Strukturoptimierungsprogramm bei Airbus Defense and Space  |
| MSC.Nastran  | Ursprünglich NASA Structural Analysis System, Finite Elemente Programm von MSC.Software  |
| MSC.Patran   | Pre- und Postprocessing Programm für Modellierung sowie Geometrierzeugung und -bearbeitung von MSC.Software                        |
| NeoCASS      | Next generation Conceptual Aero Structural Sizing  |
| PrADO        | Preliminary Aircraft Design and Optimisation Program, Programmpaket des Flugzeugvorentwurfs, entwickelt am IFL der TU-Braunschweig |
| RCE          | Remote Component Environment, Open-Source-Integrationsframework des DLR  |
| TAU          | CFD-Code, DLR-Programm   |
| VAMP         | DLR-Projekt (2009-2012)  |
| VSAERO       | 3DOberflächenpanel Aerodynamikprogramm   |

## c) Schreibweisen und Indizes

|                                |  |
|--------------------------------|--|
| $\Delta$                       | Differenzwert eines Skalars oder eines Vektors |
| $\frac{\partial}{\partial ()}$ | partielle Ableitung                            |
| $\nabla$                       | vektorieller Differentialoperator              |

|             |   |
|-------------|---|
| $\dot{()}$  | 1. Ableitung nach der Zeit                      |
| $\ddot{()}$ | 2. Ableitung nach der Zeit                      |
| $()^T$      | transponierter Vektor bzw. transponierte Matrix |
| $()^*$      | transformierte Funktion oder Vektor, Optimum    |
| $\bar{()}$  | Größe in modalen Koordinaten                    |
| $\times$    | Kreuzprodukt zweier Vektoren                    |
| $()^o$      | obere Schranke                                  |
| $()^u$      | untere Schranke                                 |
| $()_e$      | elementbezogene Größe (FE-Methode)              |
| $()_p$      | volumenbezogene Größe                           |
| $()_q$      | oberflächenbezogene Größe                       |
| $()_u$      | partielle Ableitung nach $u$                    |
| $()_v$      | partielle Ableitung nach $v$                    |
| $()_{vh}$   | Verhältnis vertikal zu horizontal               |
| $()_w$      | partielle Ableitung nach $w$                    |
| $()_{zul}$  | zulässig  |
| $()^B$      | Beulen  |
| $()^{HLW}$  | Höhenleitwerk                                   |
| $()^O$      | Oberseite                                       |
| $()^U$      | Unterseite                                      |
| $()_A$      | Querruder, Koordinatensystem                    |
| $()_B$      | Beulen, Koordinatensystem                       |
| $()_{BD}$   | Beulen infolge Druckbeanspruchung               |
| $()_{Br}$   | Bruch   |
| $()_{BS}$   | Beulen infolge Schubbeanspruchung               |
| $()_D$      | Deckhaut, Divergenz                             |
| $()_{DH}$   | Deckhaut  |
| $()_{DT}$   | Deckhautteilfläche                              |
| $()_{DTO}$  | Deckhautteilfläche auf der Oberseite            |
| $()_{DTU}$  | Deckhautteilfläche auf der Unterseite           |
| $()_E$      | Ermüdung  |
| $()_{FK}$   | Flügelkasten                                    |
| $()_{FZ}$   | Flugzeug  |
| $()_H$      | Holm  |
| $()_{HK}$   | Hinterkante                                     |
| $()_{HO}$   | oberer Holmrand                                 |
| $()_{HT}$   | Holmteilfläche                                  |

|             |  |
|-------------|--|
| $()_{HTO}$  | Oberkante Holmteilfläche                   |
| $()_{HTU}$  | Unterkante Holmteilfläche                  |
| $()_{HU}$   | unterer Holmrand                           |
| $()_K$      | Kniepunkt Stabilitätsenveloppe, Kraftstoff |
| $()_{KO}$   | Kraftstoffoberfläche                       |
| $()_{KS}$   | Kraftstoff                                 |
| $()_L$      | Linie                                      |
| $()_O$      | Oberseite                                  |
| $()_P$      | Profil                                     |
| $()_{PS}$   | Profilsehne                                |
| $()_{Q^i}$  | $i$ -tes Querruder                         |
| $()_{QR}$   | Querruder                                  |
| $()_R$      | Rippe                                      |
| $()_{RL}$   | Rippenlinie                                |
| $()_{RO}$   | obere Rippenkurve                          |
| $()_{RT}$   | Rippenteilfläche                           |
| $()_{RU}$   | untere Rippenkurve                         |
| $()_{SE}$   | Segment                                    |
| $()_{SO}$   | Segmentoberseite                           |
| $()_{St}$   | Stringer                                   |
| $()_{StH}$  | Stringer - Holm                            |
| $()_{SU}$   | Segmentunterseite                          |
| $()_T$      | Triebwerk                                  |
| $()_U$      | Unterseite                                 |
| $()_V$      | Volumen, Vergleichsspannung                |
| $()_{VK}$   | Vorderkante                                |
| $()_W$      | Wölblinie                                  |
| $()_\beta$  | Drehung um die $z$ -Achse                  |
| $()_\gamma$ | Drehung um die $y$ -Achse                  |
| $()_\theta$ | Drehung um die $x$ -Achse                  |

#### d) Lateinische Buchstaben

|              |  |
|--------------|--|
| $a$          | geometrische Größe, Relaxationsparameter, linearer Faktor                        |
| $b$          | geometrische Größe, Flügelspannweite, Breite                                     |
| $c$          | mittlere Flügeltiefe, approximierte Funktion für den Rollbeiwert                 |
| $c^*$        | approximierte und transformierte Funktion für den Rollbeiwert                    |
| $c_b$        | Flügelkastentiefe  |
| $c_{mn}$     | Navierkoeffizient  |
| $\mathbf{c}$ | $B$ -Spline Punkte   |
| $d$          | maximale Profildicke, Abstand, approximierte Funktion für den Divergenzstaudruck |

|                   |   |
|-------------------|---|
| $d^*$             | approximierte und transformierte Funktion für den Divergenzstau-<br>druck   |
| $\mathbf{d}$      | DE BOOR Punkte oder Kontrollpunkte bei $B$ -Spline Funktionen   |
| $f$               | Zielfunktion  |
| $f_i$             | $i$ -te Eigenfrequenz   |
| $\mathbf{f}$      | Kraftvektor bzw. Lastvektor   |
| $g$               | Erdbeschleunigung   |
| $\mathbf{g}$      | Vektor der Ungleichheitsrestriktionen   |
| $g_A$             | Ungleichheitsrestriktion zur Querruderwirksamkeit   |
| $\mathbf{g}_B$    | Vektor der Ungleichheitsrestriktionen zum lokalen Beulen  |
| $\mathbf{g}_{BD}$ | Vektor der Ungleichheitsrestriktionen zum lokalen Beulen bei Druck-<br>beanspruchung  |
| $\mathbf{g}_{BS}$ | Vektor der Ungleichheitsrestriktionen zum lokalen Beulen bei Schub-<br>beanspruchung  |
| $g_D$             | Ungleichheitsrestriktion zur statischen Divergenz   |
| $\mathbf{g}_S$    | Vektor der Ungleichheitsrestriktionen hinsichtlich zulässiger Material-<br>spannungen                                       |
| $h$               | Höhe  |
| $\mathbf{h}$      | Vektor der Gleichheitsrestriktionen   |
| $j$               | Sicherheitsfaktor   |
| $k$               | Ordnung der $B$ -Spline Funktion, reduzierte Frequenz   |
| $k_c$             | Beulkoeffizient Druckbeulen   |
| $k_s$             | Beulkoeffizient Schubbeulen   |
| $l$               | Ordnung der $B$ -Spline Funktion bei $B$ -Spline Flächen, Profiltiefe, Rip-<br>penabstand, Länge                            |
| $l_r$             | Flügeltiefe in der Rumpfmittle  |
| $l_s$             | Flügeltiefe an der Flügelspitze   |
| $m$               | Anzahl der Knoten des Knotenvektors $\mathbf{t}$ , Anzahl der Halbwellen im<br>Beulfeld, Masse, Set bei der FE-Modellierung |
| $m_{BL}$          | Betriebsleermasse   |
| $m_F$             | Flügelmasse   |
| $m_{FK}$          | Flügelkastenmasse   |
| $m_{KS}$          | Kraftstoffmasse   |
| $m_{Lt}$          | Leertankmasse   |
| $m_{ST}$          | maximale Startmasse   |
| $n$               | Anzahl der Stützstellen $\mathbf{p}$ , Lastvielfaches, Anzahl Halbwellen im Beul-<br>feld, Anzahl                           |
| $\mathbf{n}$      | Normalenvektor  |
| $n_z$             | Lastvielfaches  |
| $p$               | Lastintensität, Rollrate  |
| $\mathbf{p}$      | Stützstellen auf der $B$ -Spline Kurve, Punkt, volumenbezogene Lasten   |
| $q$               | dynamischer Druck, Schubfluss   |

|                |   |
|----------------|---|
| $q_D$          | Divergenzstaudruck  |
| $\mathbf{q}$   | parametrische Flächenfunktion, Oberflächenlasten, Ortsvektor                                    |
| $\mathbf{r}$   | parametrische Kurvenfunktion, Zustandsvariablenvektor   |
| $s$            | Skalierungsfaktor Profil  |
| $\mathbf{s}$   | Knotenvektor bei $B$ -Spline Flächen, parametrische Kurve, Schnittpunkt                         |
| $t$            | Tiefe   |
| $t_i$          | $i$ -ter Knotenwert einer $B$ -Spline Kurve   |
| $\mathbf{t}$   | Knotenvektor der $B$ -Spline Kurven bzw. Flächen, Translationsvektor, Vektor der Trimmvariablen |
| $\mathbf{u}$   | Verschiebungsvektor   |
| $u$            | Kurven bzw. Flächenparameter, Verformungen  |
| $u_i$          | Parameterkoordinate zur Stützstelle $\mathbf{p}_i$  |
| $v$            | Flächenparameter, Geschwindigkeit   |
| $\mathbf{v}$   | Vektor lokales Koordinatensystem  |
| $w$            | Verschiebung, Flächenparameter  |
| $x, y, z$      | Koordinaten   |
| $\mathbf{x}$   | Entwurfsvariablenvektor   |
| $\mathbf{x}^*$ | Entwurfsvariablenvektor im Optimum  |
| $\mathbf{x}_o$ | obere Grenze der Entwurfsvariablen  |
| $\mathbf{x}_u$ | untere Grenze der Entwurfsvariablen   |
| $\mathbf{y}$   | Analysevariablenvektor  |
| $\mathbf{y}_c$ | konstante Analyseparameter  |

|                  |  |
|------------------|--|
| $\mathbf{A}$     | Matrix der $B$ -Spline Funktionen                            |
| $AR$             | Streckung, aspect ratio                                      |
| $B_{i,k}$        | $B$ -Spline Funktion   |
| $C_g$            | untere Schranke für den Rollbeiwert bei der Dimensionierung  |
| $C_K$            | Rollmomentenbeiwert im Kniepunkt der Stabilitätsenveloppe    |
| $C_i$            | Rollbeiwert $i$ , Stützstelle der Approximationsfunktion $c$ |
| $C_l$            | Auftriebsbeiwert   |
| $C_{l,\delta_a}$ | Rollbeiwert infolge eines Querruderausschlages $\delta_a$    |
| $C_{l,p}$        | Rollbeiwert infolge Rollen mit der Rollgeschwindigkeit $p$   |
| $\mathbf{C}$     | Elastizitätstensor   |
| $D$              | isotrope Plattensteifigkeit                                  |
| $\mathbf{D}$     | Operatormatrix   |
| $E$              | E-Modul  |
| $F$              | implizite Flächenfunktion                                    |
| $F_x, F_y, F_z$  | Kraftkomponenten in $x$ , $y$ und $z$ -Richtung              |

|                       |   |
|-----------------------|---|
| <b><math>G</math></b> | Transformationsmatrix zwischen aerodynamischer und struktureller Modellierung, Geschwindigkeitsfeld |
| $HH$                  | Hinterholm  |
| $HH_i$                | Hinterholmabschnitt   |
| $K$                   | Kernfunktion DLM  |
| <b><math>K</math></b> | Steifigkeitsmatrix  |
| $L$                   | LAGRANGESche Funktion   |
| $M$                   | Mega, Machzahl  |
| $Ma$                  | Machzahl  |
| <b><math>M</math></b> | Massenmatrix  |
| $M_C$                 | Bemessungsreisemachzahl   |
| $M_x, M_y, M_z$       | Momentenkomponenten um die $x$ , $y$ und $z$ -Achse   |
| $M_D$                 | Maximale Bemessungsmachzahl, maximum dive Mach number   |
| $M_{MO}$              | Maximale Betriebsgeschwindigkeit  |
| $N_x, N_y, N_z$       | Membrankräfte   |
| $O$                   | Oberfläche  |
| <b><math>P</math></b> | Punktcoordinate, Lasten   |
| $P_{VK}^i$            | Vorderkantenpunkt von Profil $i$  |
| $P_{HK}^i$            | Hinterkantenpunkt von Profil $i$  |
| <b><math>Q</math></b> | aerodynamische Kräfte an den Strukturknoten bei der Trimmanalyse                                    |
| $R_i$                 | Rippe $i$   |
| <b><math>R</math></b> | Richtungskosinusmatrix  |
| $S$                   | Fläche  |
| <b><math>S</math></b> | Integrationsmatrix  |
| $SF$                  | Sicherheitsfaktor   |
| $SF_{BD}$             | Sicherheitsfaktor für Druckbeulen   |
| $SF_{BS}$             | Sicherheitsfaktor für Schubbeulen   |
| $T$                   | kinetische Energie  |
| $V$                   | Formänderungsenergie, Volumen   |
| $V_A$                 | Querrudervolumen  |
| $V_C$                 | Bemessungsreisegeschwindigkeit  |
| $V_D$                 | Maximal oder Bemessungsgeschwindigkeit, Design Diving Speed   |
| $VH$                  | Vorderholm  |
| $VH_i$                | Vorderholmabschnitt $i$   |
| $V_i$                 | Variante $i$ der Planformvarianten des D150 Flügels   |
| $V_{MO}$              | maximale Betriebs-Fluggeschwindigkeit, Maximum Operating Speed                                      |
| $W$                   | virtuelle Arbeit  |



## e) Griechische Buchstaben

|                     |  |
|---------------------|--|
| $\alpha$            | Orientierungswinkel einer Rippe, Anstellwinkel DLM Box, Neigungswinkel Kraftstoffebene |
| $\beta$             | Drehwinkel um die $y$ -Achse   |
| $\gamma$            | Drehwinkel um die $x$ -Achse, Stringerorientierungswinkel                              |
| $\delta$            | Inkrement  |
| $\delta_a$          | Querruderausschlag   |
| $\delta$            | Vektor der Trimmvariablen  |
| $\varepsilon$       | Mindestabstand   |
| $\varepsilon_{eff}$ | Rolleffektivität   |
| $\varepsilon$       | Verzerrungsvektor  |
| $\eta_A$            | relative spannweite Querruderposition  |
| $\eta_t$            | Faktor bei der Ermittlung der mittleren Flügelkastenhöhe                               |
| $\eta_{vh}$         | Faktor Flächenverhältnis vertikal zu horizontal bei Stringern                          |
| $\theta$            | Drehwinkel um die $z$ -Achse   |
| $\dot{\theta}$      | Nickgeschwindigkeit  |
| $\lambda_i$         | $i$ -ter Eigenwert   |
| $\nu$               | POISSON-Zahl   |
| $\psi$              | Funktion der Rollbeiwerte  |
| $\rho$              | Dichte   |
| $\sigma$            | Spannung   |
| $\sigma_B$          | zulässige Beulspannung   |
| $\sigma_{BL}$       | zulässige Spannung bei Bruchlast   |
| $\sigma_E$          | zulässige Spannung infolge Ermüdung  |
| $\sigma_{GL}$       | zulässige Spannung bei Grenzlast   |
| $\sigma_V$          | Vergleichsspannung nach VON MISES  |
| $\sigma_{zul}$      | zulässige Spannung   |
| $\sigma$            | Spannungsvektor  |
| $\tau$              | Schubspannung  |
| $\varphi$           | Pfeilungswinkel  |
| $\Omega_e$          | Elementansatzfunktionen der Finiten Elemente   |
| $\Phi$              | Funktion der Trimmvariablen  |
| $\Pi$               | Elastisches Potenzial, Matrix  |
| $\Psi$              | Beschleunigungspotenzial   |
| $\Theta$            | Matrix aus Matrixmultiplikation von $B$ Spline Koeffizienten Matrizen                  |



# 1 Einleitung

## 1.1 Motivation und Problemstellung

Die möglichst frühzeitige Berücksichtigung statischer aeroelastischer Anforderungen und deren Auswirkungen beim Strukturentwurf von Transportflugzeugflügeln ist nach wie vor eine Herausforderung, insbesondere bei neuen Konfigurationen. Diese Anforderungen umfassen entsprechend der Zulassungsvorschriften (z.B. CS25 §25.629) die Vermeidung von Ruderumkehr und Divergenz innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe.

Damit Ruderumkehr nicht auftritt, ist unter Umständen die tragende Struktur des Flügels anzupassen, wie z.B. bei der Entwicklung der Do728 Jet der Firma Dornier Luftfahrt GmbH. Dort waren Verstärkungen des Flügelkastens nötig geworden, um ausreichende Querruderwirksamkeit zu erzielen [165]. Der Entwurf war schon so weit fortgeschritten, dass das Konstruktionskonzept bereits festgelegt war und nur noch die Dimensionierung der Struktur angepasst werden konnte.

Hinsichtlich der statischen Divergenz kommt KRONE [98] in seiner Arbeit zu dem Ergebnis, dass, unter Berücksichtigung statischer Divergenz beim Strukturentwurf, nach vorn gepfeilte Flügel ein erheblich größeres Strukturgewicht haben als ungepfeilte Flügel. So ist bei ihm das Strukturgewicht eines 25° nach vorn gepfeilten Flügels aus Aluminium eines Geschäftsreiseflugzeuges gegenüber dem ungepfeilten um 140% höher. Die Bauweise aus kohlefaserverstärktem Kunststoff (engl. carbon fibre reinforced plastic, CFRP) zeigt nach KRONE nur einen geringen Massenanstieg bei der Variation der Flügelpfeilung (siehe Abbildung 1.1). Allerdings basieren die quantitativen Aussagen hinsichtlich des Strukturgewichts des Flügels bei KRONE auf praxisfernen und sehr generischen Strukturmodellen. Sie sind deshalb mit Unsicherheiten behaftet.

Die beiden Beispiele zeigen auch die Bandbreite der strukturellen Modellierung. Insbesondere hat das Strukturmodell der Do728 eine erheblich größere Genauigkeit, da sich das Finite-Elemente Modell des Flügelkastens topologisch an der realen Konstruktion orientiert. Die gewichtsminimale Dimensionierung von Flugzeugstrukturen ist auch deshalb bedeutsam, da ein erhöhtes Flügel- bzw. Flugzeuggewicht einen erhöhten Treibstoffverbrauch nach sich zieht.

Um möglichst praxisorientierte Strukturmodelle für Flugzeugflügel hinsichtlich des konstruktiven Aufbaus aber auch mit großen Entwurfsfreiheiten frühzeitig im Entwurf zur Verfügung zu haben, stellt ein Parametrisierungsansatz auf Basis von Geometrieansatzfunktionen ein geeignetes Konzept dar. Die Umsetzung eines solchen Konzeptes im Rahmen von Strukturoptimierungsaufgaben aus dem Bereich der Luftfahrtforschung ist

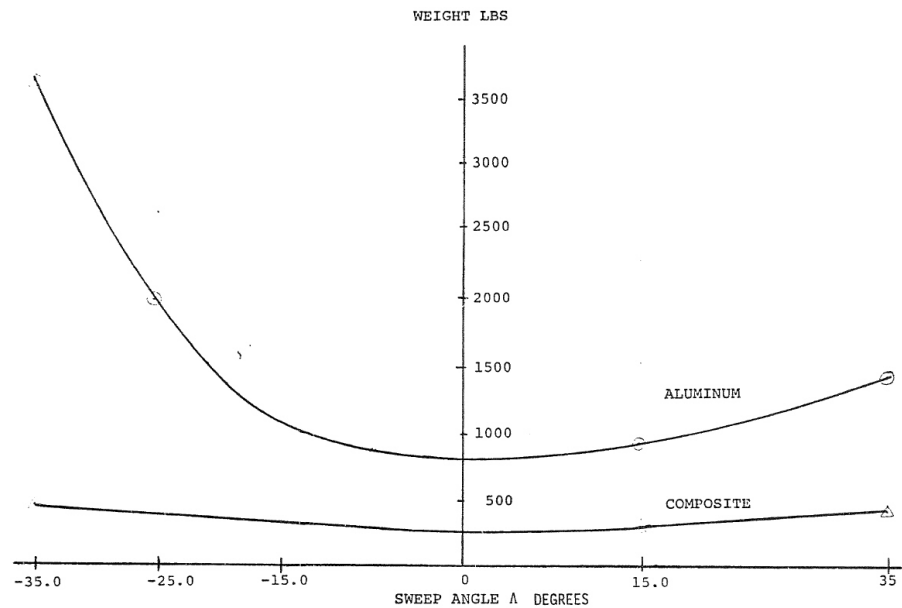


Abbildung 1.1: Masse Flügeldeckhaut über der Flügelpfeilung aus [99]

z.B. in den Arbeiten von SCHUHMACHER [163] und WEBER [200] zu finden.

Bei der Frage nach dem Material, bei der KRONE in seiner Arbeit aus dem Jahr 1974 die Vorteile und Möglichkeiten von CFRP aufzeigt, stellt GRÜNDER in seinem Artikel [69] aus dem Jahr 2011 heraus, dass die Ablösung von Metall durch Kunststoff noch nicht absehbar ist. Neben der Unsicherheit der tatsächlichen Gewichtseinsparung durch CFRP, kommen hohe Fertigungskosten, ein nach wie vor notwendiger hoher Anteil an Metallbauteilen und problematischere Reparatureigenschaften gegenüber einer Metallbauweise hinzu. Zudem gibt es Weiterentwicklungen bei Aluminiumlegierungen.

Die wesentlichen Ziele der vorliegenden Arbeit sind daher folgende:

- Erfüllung statischer aeroelastischer Anforderungen beim Strukturentwurf von Flugzeugflügeln unter Minimierung des zusätzlichen Strukturgewichts.
- Der Einsatz praxisorientierter Simulationsmodelle und Simulationsverfahren bei Entwurfsaufgaben verspricht realistischere Ergebnisse gegenüber vereinfachten Modellierungen.
- Ein ganzheitliches Parametrisierungskonzept mit Geometrieansatzfunktionen ermöglicht große Entwurfsfreiheiten bei gleichzeitiger Verwendung konstruktionsnaher Simulationsmodelle.
- Aufzeigen der Eignung von Aluminium als nach wie vor geeigneter Werkstoff für Flügelstrukturen gegenüber CFRP.

## 1.2 Ziel und Aufbau der Arbeit

Das Ziel der Arbeit ist die Untersuchung des Einflusses der statischen aeroelastischen Anforderungen auf den Strukturentwurf von Verkehrsflugzeugflügeln im Rahmen von weitreichenden Entwurfsstudien. Der Parameterraum der Entwurfsstudien soll Variationen des Konstruktionskonzeptes des tragenden Flügelkastens, die Lage und Größe der Querruder und die Planform des Flügels umfassen.

Es wird dabei untersucht, inwieweit sich die Anforderungen aus der statischen Aeroelastik, also die Vermeidung von Ruderumkehr und Divergenz innerhalb der Stabilitätsenvelope, auf das Strukturgewicht sowie auf die Strukturdimensionierung auswirken. Letzteres meint die Wanddickenverteilung bzw. Querschnittsflächenverteilung als Ergebnis einer Dimensionierung des tragenden Flügelkastens.

Stand der Technik ist, dass Methoden zur Dimensionierung von Flügelkastenstrukturmodellen mit Strukturoptimierungsmethoden unter Berücksichtigung von Restriktionen aus der statischen Aeroelastik, wie der Ruderwirksamkeit und der Divergenz, entwickelt sind und in Strukturoptimierungsprogrammen wie MSC.Nastran zur Verfügung stehen und angewendet werden können. Veröffentlichungen für generische Flügel sind dazu bei [51], [106], [188] zu finden. Eine Veröffentlichung zur Dimensionierung eines Verkehrsflugzeugflügels mit der Querruderwirksamkeit als Restriktion stellt [165] dar. Darin werden auch die Auswirkungen der Querruderwirksamkeitsrestriktion auf den Strukturentwurf dokumentiert.

Eine Veröffentlichung zur Dimensionierung von vorwärtsgepfeilten Verkehrsflugzeugflügeln ist die Masterarbeit von MOON [120] mit dem Flügel der HFB 320 Hansa Jet der Hamburger Flugzeugbau GmbH aus den 1960er-Jahren als Anwendungsbeispiel. Das Strukturmodell des Flügels ist als Platte modelliert, eine praxisnahe Abschätzung zum Einfluss der Divergenz auf die Flügelmasse wird in der Arbeit nicht vorgenommen.

Wird in [165] der Strukturentwurf unter Berücksichtigung der Querrudereigenschaften für ein nicht mehr veränderbares konstruktionsnahe Flügelkastenstrukturmodell durchgeführt, liegt die Zielsetzung der Arbeit darin, den Einfluss der Querruderwirksamkeit und der Divergenz im Rahmen von weitreichenden Entwurfsstudien zu untersuchen. Gleichzeitig sollen möglichst konstruktionsnahe Strukturmodelle verwendet werden. Dies erfordert ein umfassendes neu zu entwickelndes Konzept, das Gegenstand der vorliegenden Arbeit ist.

Die Erweiterung des Wissensstandes der vorliegenden Arbeit kann in den drei nachfolgenden Punkten zusammengefasst werden:

- Aufgrund der großen Entwurfsfreiheiten wird ein ganzheitlicher parametrischer Entwurfsprozess entwickelt, um die statischen aeroelastischen Anforderungen beim Strukturentwurf eines Flugzeugflügels zu untersuchen.
- Das Spektrum der Entwurfsparameter reicht von Geometrieparametern der äußeren Flügelgeometrie, über die Topologie des Konstruktionsaufbaus des Flügels

kastens bis zu den Dimensionen der Wanddicken und der Versteifungselemente. Die Entwurfparameter hinsichtlich der Geometrie und der Topologie werden in Parameterstudien variiert. Die Entwurfparameter der Wanddicken und Querschnittsflächen sind Entwurfsvariablen der Strukturdimensionierung.

- Es werden praxisorientierte Simulationsmodelle und Simulationsverfahren im Entwurfsprozess verwendet, wobei ein geeignetes Parametrisierungskonzept zum Aufbau der Simulationsmodelle entwickelt wird.

Die wesentlichen Bestandteile dieses Konzeptes werden nachfolgend erläutert. Zur Auswahl der jeweils gewählten Vorgehensweise bzw. der ausgewählten Simulationsverfahren werden auch die jeweiligen Vor- und Nachteile bzw. deren Möglichkeiten aber auch die Grenzen angesprochen.

### **Konstruktionsnahes Finite-Elemente-Modell Flügelkasten**

Um die Auswirkungen der statischen aeroelastischen Anforderungen auf die Dimensionierung der Struktur bewerten zu können, wird das Strukturmodell des tragenden Flügelkastens möglichst konstruktionsnah modelliert. Das bedeutet, dass die wesentlichen Strukturbaugruppen wie die Holme, die Rippen und die mit Stringern versteiften Deckhäute explizit mit Finiten-Elementen (FE) modelliert werden. Stringer sollen wie bei Konstruktionen aus der industriellen Praxis, als parallel verlaufende Versteifungen in der Deckhaut realisiert werden.

Neben den Stringern sind Versteifungselemente in den Holmen und Rippen zu berücksichtigen, um so praxisnahe Beulfelder zu definieren. Durch Parametrisierung des Konstruktionskonzeptes, also z.B. die Lage und Ausrichtung von Holmen, Rippen und Stringern, können Entwurfparameter zur Topologie des Flügelkastens definiert und in Entwurfsaufgaben verwendet werden. So gewährleistet ein parametrisiertes Konstruktionskonzept bei Variation der äußeren Geometrie, wie z.B. der Flügelpfeilung als Entwurfparameter, weiterhin eine praxisorientierte Konstruktion und geeignete Finite-Elemente Modelle. Parameter des Konstruktionskonzeptes können auch Entwurfparameter sein, die z.B. die Lage der Holme definieren oder die Orientierung der Stringer.

**Vorteile/Möglichkeiten** Ein möglichst konstruktions- und praxisnahes Strukturmodell lässt eine Übertragung der Ergebnisse der Untersuchungen auf realistische Konstruktionen zu. Die Qualität eines FE-Modells mit parallel verlaufenden Stringern auf der Deckhaut ist ebenso besser als eines mit isoparametrischer Vernetzung, da die Schalelemente auf der Deckhaut gerade von hochgestreckten und zugespitzten Transportflugzeugflügeln mit parallel verlaufenden Stringern eine geringere Zuspitzung haben.

**Nachteile/Grenzen** Allerdings erhöht die Komplexität des Strukturmodells den Parametrisierungsaufwand und schränkt auch die Variationsfähigkeit eines Strukturmodells hinsichtlich seiner Topologie ein. Weiterhin führen Parametervariationen zu einer Änderung der Elementanzahl bzw. der Knotennummern, was wiederum eine Anpassung aller

vom FE-Modell abhängigen Simulationsmodelle nach sich zieht, wie das Optimierungsmodell (Definition der Entwurfsvariablen und Restriktionen) und das Kopplungsmodell zwischen Aerodynamik und Struktur. Letzteres wird u.a. für die Analyse des aeroelastischen Verhaltens benötigt.

### Dimensionierung der Flügelkastenstruktur

Für die Dimensionierung der tragenden Struktur des Flügels, den Flügelkasten, wird in einer ersten Stufe ein empirisch-analytisches Verfahren verwendet, bei dem Schnittlasten berücksichtigt werden. Im danach folgenden Dimensionierungsschritt werden Strukturoptimierungsmethoden mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen eingesetzt, wobei zulässige Spannungen und Beulsicherheit als Restriktionen verwendet werden. Die Lasten werden als Knotenlasten berücksichtigt. Das Ergebnis der ersten Stufe ist der Startentwurf der zweiten Dimensionierungsstufe. Bei der dritten Dimensionierungsstufe werden die Aeroelastikrestriktionen berücksichtigt, also die Querruderwirksamkeit und der kritische Staudruck der Divergenz, wobei die Wanddicken der zweiten Stufe als Startentwurf und als untere Grenzen definiert werden, also nur zusätzlich aufgedickt werden kann. Das Konzept dieser drei Dimensionierungsstufen trägt der praxisorientierten Vorgehensweise Rechnung, bei der z.B. im industriellen Entwurfsprozess die Aeroelastikabteilung anhand einer durch die Statikabteilung dimensionierten Struktur, die aeroelastischen Anforderungen prüft und gegebenenfalls Anpassungen der Struktur vorschlägt [159]. Die Integration dieser klassischen Vorgehensweise in einen automatisierten, parametrischen rückgekoppelten Entwurfsprozess stellt die eigentliche zukunftsweisende Weiterentwicklung dar. Bei der Dimensionierung werden insgesamt zudem möglichst alle in der Praxis eingesetzten Restriktionen berücksichtigt. Diese umfassen nach [29] die zulässigen Materialspannungen, die Beulsicherheit, den Divergenzstaudruck und die Rollwirksamkeit. Um insbesondere wie in [165] die Bereiche der Struktur sichtbar zu machen, die von den Aeroelastikrestriktionen beeinflusst werden, werden die Entwurfsvariablen, also die Wanddicken der FE-Modelle, entsprechend fein aufgelöst.

**Vorteile/Möglichkeiten** Der mehrstufige Prozess hat den Vorteil, dass die Strukturoptimierung mit den Optimierungsalgorithmen mit dem schnittlastenbasierten Dimensionierungsergebnis der ersten Stufe einen sinnvollen Startentwurf hat. Da die Wanddicken aus der Vordimensionierung in der zweiten Stufe sowohl dicker als auch dünner werden können, ist mit der Vordimensionierung keine Einengung des Entwurfsraums verbunden. Weiterhin sind die Methoden zur Bearbeitung von Strukturoptimierungsaufgaben mit Restriktionen aus verschiedenen Bereichen (Spannungen, Beulen, Ruderwirksamkeit, Divergenz) und die Verwendung von vergleichsweise großen Modellen verfügbar (z.B. in MSC.Nastran). Die in der dritten Dimensionierungsstufe berücksichtigten Restriktionen aus der statischen Aeroelastik (Querruderwirksamkeit und Divergenz) zeigen je nach Feinheit des Entwurfsvariablenmodells den Einfluss der Anforderungen aus der statischen Aeroelastik auf den Strukturentwurf. Durch die Praxisorientiertheit der Vorgehensweise, also die Dimensionierung zunächst mit strukturemechanischen Restriktionen

und danach mit Restriktionen aus der Aeroelastik, erhöht die Genauigkeit des erzielten Optimums.

**Nachteile/Grenzen** Das Ergebnis der Strukturoptimierungsaufgaben ist nach Konvergenz des Optimierers ein lokales Optimum, bei dem zu prüfen ist, inwieweit es plausibel ist und gegebenenfalls ein globales Optimum vorliegt. Die Aufteilung der Restriktionsarten auf mehrere Dimensionierungsschritte bedeutet eine Einschränkung des Entwurfsraums im dritten Dimensionierungsschritt. Es ist also nicht auszuschließen, dass das in der dritten Dimensionierungsstufe ermittelte Optimum schlechter ist, als bei einer Dimensionierungsstrategie, bei der alle Restriktionstypen in einer Dimensionierungsstufe berücksichtigt würden oder die Reihenfolge von Dimensionierungsschritt 2 und Dimensionierungsschritt 3 vertauscht ist. Die Anzahl der Entwurfsvariablen, der Restriktionen und der Lastfälle ist begrenzt, damit die Optimierungsaufgabe noch bearbeitbar ist.

### Massenmodell - komplette Flügelmasse

Da ein Ziel der Arbeit auch darin besteht, den Einfluss der Querruderwirksamkeit und der Divergenz auf die gesamte Flügelmasse zu untersuchen, sind Methoden anzuwenden, mit denen neben dem tragenden Flügelkasten möglichst alle weiteren strukturellen und nicht-strukturellen Massen eines Transportflugzeugflügels abgeschätzt werden können. Da bei den Rollwirksamkeitsuntersuchungen und bei der Ermittlung der Lasten die Massenverteilung für den gesamten Flügel in Form von Trägheitskräften eingeht, sind Methoden zu entwickeln, um eine Modellierung der gesamten Flügelmasse vornehmen zu können. Somit sind die Lasten mit den Entwurfsvariablen gekoppelt. Neben den strukturellen Massen beinhalten die nicht-strukturellen Massen auch die Kraftstoffmassen, die entsprechend der Betankung zu modellieren sind. Ein Ziel bei der Ermittlung der Flügelgesamtmasse besteht auch darin, für die Anwendungsbeispiele, bei denen entsprechende Daten aus der Praxis vorhanden sind, die im Rahmen der Arbeit berechneten Werte mit diesen zu vergleichen (z.B. D150 mit Airbus A320).

**Vorteile/Möglichkeiten** Ein vollständiges Massenmodell erhöht die Genauigkeit der Simulationen, bei denen ein Massenmodell nötig ist. Dies ist bei der Simulation des Rollmanövers der Fall, mit dem die Rollwirksamkeit ermittelt wird sowie bei der Lastanalyse, wobei hier die verteilte Modellierung der Massen im Flügel eine Entlastung der Struktur bewirkt. Hinsichtlich des verwendeten Werkstoffs Aluminium gibt es insbesondere für die Abschätzung der Sekundärmasse wie Klappen und nicht-struktureller Massen, wie Massenaufschläge aufgrund der Fertigung, empirisch-analytische Methoden, die bei CFRP in vergleichbarer Form noch nicht vorhanden sind.

**Nachteile/Grenzen** Die Verwendung von einfachen Formeln zur Abschätzung verschiedener Massen der nicht-tragenden Struktur wie der Klappen ist mit Unsicherheiten verbunden, weil diese Formeln statistikbasiert sind. Es können darin also nur Daten existierender Konstruktionen bzw. vom Hersteller veröffentlichte Daten einfließen. Auch ist der Gültigkeitsbereich solcher Formeln begrenzt.



## **Vollständiger rückgekoppelter parametrisierter Entwurfsprozess und parametrisierte Simulationsmodelle**

Weitreichende Entwurfsstudien führen dazu, dass sich nahezu alle Simulationsmodelle, die zu einem Entwurfsprozess gehören (Lastanalyse, Dimensionierung) aufgrund von Parametervariationen ändern. Daher soll in der vorliegenden Arbeit ein ganzheitlicher parametrisierter Entwurfsprozess aufgebaut werden, der neben dem Aufbau der ebenfalls parametrisierten Simulationsmodelle die Ermittlung der Lasten der flexiblen Struktur und die Dimensionierung der Struktur umfasst. Da auch zu berücksichtigen ist, dass die Ausgangsgeometrie eines aerodynamischen Entwurfs üblicherweise im sogenannten flight shape gegeben ist, ist zudem die Rückrechnung vom flight shape zum sogenannten jig-shape erforderlich, der die Bauform des Flügels definiert.

**Vorteile/Möglichkeiten** Ein Vorteil des parametrischen Entwurfsprozesses und der parametrischen disziplinären Simulationsmodelle besteht in der Einheitlichkeit des Modellaufbaus sowie der Schnittstellen zwischen den Simulationsverfahren. Ferner sind die Simulationsergebnisse besser vergleichbar. Zudem sind, abhängig vom Parametrisierungskonzept, auch große Parametervariationen möglich.

**Nachteile/Grenzen** Nachteilig an dieser Vorgehensweise ist, dass die Parametrisierung des Entwurfsprozesses und der Simulationsmodelle ein aufwendiges Parametrisierungskonzept mit vielen festzulegenden Parametern nach sich ziehen kann.

## **B-Splines und differentialgeometrische Konstruktionsmethoden**

Im Wesentlichen basieren die parametrisierten Simulationsmodelle auf einem ebenfalls parametrisierten Geometriemodell des Flügels und des Flügelkastens. Dieses wiederum wird über parametrische Ansatzfunktionen definiert. Als parametrische Ansatzfunktionen werden *B-Splines* ausgewählt, mit denen man Kurven und Flächen, z.B. der Profil- oder Flügelgeometrie wie der Baugruppen des Flügelkastens, abbilden kann. Ferner werden zum Aufbau des Geometriemodells differentialgeometrische Konstruktionsmethoden eingesetzt.

**Vorteile/Möglichkeiten** *B-Splines* sind gut geeignet, da die Interpolation oder Approximation von Stützpunkten (z.B. Profilpunkte) zu glatten und möglichst gering oszillierenden Kurven bzw. Flächen führt. Weiterhin sind *B-Splines* die am häufigsten eingesetzten Ansatzfunktionen für Kurven und Flächen, die im Geometrieformat IGES von entsprechenden Programmen verwendet bzw. exportiert werden (CATIA, MSC.Patran, Ansys). Die Trennung zwischen Funktionen, mit denen Geometrien parametrisiert werden, und verschiedenen zur Verfügung stehenden differentialgeometrischen Konstruktionsmethoden ermöglicht einen schrittweisen Aufbau des Geometriemodells einer komplexen Flügelkastenkonstruktion. Daraus lassen sich alle Simulationsmodelle parametrisch aufbauen.

**Nachteile/Grenzen** Die Approximation bzw. Interpolation von Stützpunkten zu Kurven und Flächen führt auch bei *B-Splines* dazu, dass beim schrittweisen Aufbau

von komplexen Geometrien Klaffungen zwischen einzelnen geometrischen Flächen auftreten können (z.B. zwischen Rippen und Holmen). Dies kann sich beim FE-Modell in nicht verbundene Baugruppen niederschlagen. Weiterhin können auftretende Oszillationen bei geometrischen Flächen dazu führen, dass der Aufbau eines CFD-Netzes für die aerodynamische Analyse zu Ungenauigkeiten führt.

### **Doublet Lattice Methode als aerodynamisches Verfahren**

Zur Berechnung der Lasten der tragenden Flügelstruktur sowie die Ermittlung der Rollwirksamkeit und der statischen Divergenz wird als aerodynamisches Rechenverfahren die Doublet-Lattice Methode (DLM) verwendet. Die DLM ist ein in der Praxis eingesetztes aerodynamisches Verfahren, das neben dem Einsatz bei der Flatteranalyse und der Böenanalyse u.a. auch zur Simulation quasi-stationäre Trimmmanöver oder für die Divergenzanalyse angewendet werden kann. Grundsätzlich kann die DLM auch durch eines oder mehrere andere aerodynamische Rechenverfahren im Entwurfsprozess ersetzt werden.

**Vorteile/Möglichkeiten** Ein Vorteil der DLM ist seine Schnelligkeit, vor allem gegenüber aufwendigen aerodynamischen Rechenverfahren wie Oberflächenpanelverfahren oder CFD-Methoden. Die Definition des aerodynamischen Netzes ist ebenfalls leicht zu bewerkstelligen. Ferner bietet die DLM, die nur für subsonische Strömungen konzipiert ist, die Möglichkeit stationäre und instationäre Korrekturen auf Basis von Windkanalergebnissen oder Ergebnissen von genaueren aerodynamischen Verfahren zu berücksichtigen. Dadurch können z.B. auch als stationär angenommene Ablösungseffekte, die sich auf die Druckverteilung auswirken, berücksichtigt werden. Zudem können geometrische Charakteristika, wie der Einstellwinkel des Flügels über die Spannweite oder die Wölblinie der Profile, aus denen sich ein Flügel zusammensetzt, bei den Korrekturen einbezogen werden.

**Nachteile/Grenzen** Ein wesentlicher Nachteil der DLM ist, dass sie nur für subsonische Strömungen entwickelt wurde. Trotz verschiedener Korrekturmöglichkeiten, die zuvor kurz dargelegt sind, können nicht alle physikalischen Effekte von komplexen instationären Strömungen im Transschallbereich simuliert werden. Ferner können nur Auftriebskörper mit der DLM modelliert werden, sodass die Modellierung von Verdrängungskörpern wie Rümpfen nicht ohne Weiteres möglich ist. Die bei der DLM vorausgesetzte reibungsfreie Strömung wirkt sich zudem als Überschätzung der ermittelten Ruderwirksamkeit aus.

### **Aufbau der Arbeit**

Nachdem die Umsetzung des Ziels der Arbeit erläutert wurde, sollen nachfolgend die Inhalte der Kapitel 2 bis 7 erläutert werden.

In **Kapitel 2** wird zunächst der Ablauf des Flugzeugentwurfs und die typischen Entwurfsphasen sowie die eingesetzten Strukturmodelle für Transportflugzeugflügel mit den

jeweiligen Entwurfsfreiheiten in den Entwurfsphasen erläutert. Aus der Eingrenzung der in der vorliegenden Arbeit betrachteten Entwurfsaufgaben auf den Konzeptentwurf bzw. den frühen Vorentwurf, wird ein Entwurfsprozess zur Bewertung der statischen aeroelastischen Anforderungen beim Strukturentwurf entsprechend der schon genannten Prozessschritte aufgebaut. Diese sind der Simulationsmodellaufbau, die Lastanalyse, die Dimensionierung u.a. mit Restriktionen aus der statischen Aeroelastik und die Anpassung Flügelgeometrie hin zur Bauformgeometrie (engl. *jig shape*). Es wird ein umfassendes Parametrisierungskonzept entwickelt, um die im Entwurfsprozess nötigen Simulationsmodelle zu definieren. Diese umfassen ein möglichst konstruktionsnahes Strukturmodell für den tragenden Flügelkasten sowie das aerodynamische und das aeroelastische Modell, also das Kopplungsmodell für die Lastanalyse. Für die Dimensionierung wird das Optimierungsmodell parametrisiert. Da für die Dimensionierung Methoden der Strukturoptimierung mit Optimierungsalgorithmen eingesetzt werden, umfasst dies auch die Definition der Zielfunktion, der Entwurfsvariablen und der Restriktionen mit dem Parametrisierungskonzept. Da die Simulationsmodelle der verschiedenen Prozessschritte teilweise gleiche Teilmodelle beinhalten (z.B. Knoten und Elemente oder Aerodynamikmodell), wird das Konzept der Simulationsmodellbausteine entwickelt. Aus diesen werden die vollständigen Simulationsmodelle zusammengefügt.

In **Kapitel 3** werden die wesentlichen differentialgeometrischen Grundlagen beim Aufbau des parametrischen Geometriemodells des Flügels und des Flügelkastens dargelegt. Dieses ist die Basis zum Aufbau der Simulationsmodelle für die Struktur, die Aerodynamik und des Optimierungsmodells. Es werden die dafür verwendeten analytischen Ansatzfunktionen erläutert, bei denen es sich im Wesentlichen um *B-Splines* für Kurven und Flächen handelt. Ferner werden die differentialgeometrischen Konstruktionsmethoden dargestellt, die beim Aufbau des parametrischen Geometriemodells zum Einsatz kommen. Der Aufbau des Geometriemodells geschieht über einen algorithmierten Konstruktionsaufbauprozess, der an die im Buch von NIU [125] beschriebene Vorgehensweise aus dem Flugzeugbau beim Entwurf der tragenden Konstruktion eines Flügels, dem Flügelkasten (engl. *wing box*), angelehnt ist. Die Schritte zum Aufbau der Simulationsmodelle werden anhand des Flügels der iGREEN-Konfiguration erläutert und dargestellt, einem der späteren Anwendungsbeispiele der vorliegenden Arbeit. Es wird der Aufbau aller Simulationsmodellbausteine, die im parametrischen Entwurfsprozess eingesetzt werden, dargelegt.

**Kapitel 4** beinhaltet die Darstellung der physikalischen Grundlagen der Simulationsverfahren, die im Rahmen des Entwurfsprozesses eingesetzt werden. Diese umfassen hinsichtlich der Strukturmechanik die statische und dynamische Analyse mit der Finite-Elemente-Methode (FEM). Die dynamische Analyse dient zum einen der Überprüfung des Strukturmodells hinsichtlich seiner formalen Korrektheit [187]. Im weiteren können Eigenmoden und Frequenzen mit Strukturmodellen bekannter Flugzeugkonfigurationen verglichen werden und so die Plausibilität des Strukturmodells geprüft werden. Ferner wird ein analytisches Verfahren zur Ermittlung zulässiger lokaler Beulspannungen vorgestellt, das bei der Strukturdimensionierung eingesetzt wird, um die strukturmecha-

nische Stabilität von lokalen Beulfeldern (z.B. Hautfelder zwischen zwei benachbarten Rippen und Stringern) zu berücksichtigen. Für die Lastanalyse und die aeroelastische Analyse werden Grundlagen zum eingesetzten aerodynamischen Rechenverfahren, der Doublet Lattice Methode (DLM), erläutert. Ferner wird die Trimmanalyse für das elastische Flugzeug beschrieben, die u.a. für die Lastanalyse verwendet wird. Abschließend werden die Ermittlung der Steuerflächenwirksamkeit und die Berechnung des Divergenzstaudruckes dargestellt.

In **Kapitel 5** werden die im Verlauf des Entwurfsprozesses eingesetzten Dimensionierungsverfahren und der dreistufige Dimensionierungsprozess erläutert. Mit der Darlegung der Grundlagen zu einer empirisch-analytischen Dimensionierungsmethode wird der erste Schritt beschrieben, bei der die Bauteildimensionen des tragenden Flügelkastens auf Basis maximaler bzw. minimaler Schnittlasten abschnittsweise ermittelt werden. Schließlich wird die Dimensionierung mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen dargestellt. Die mathematische Formulierung der Optimierungsaufgabe wird erläutert sowie der Ablauf bzw. die Begrifflichkeiten der sogenannten Optimierungsschleife und der Optimierungsmodellbildung. Beim zweiten Schritt des Dimensionierungsprozesses werden nur strukturmechanische Restriktionen bei der Optimierung berücksichtigt und beim dritten Restriktionen aus der statischen Aeroelastik (Steuerflächenwirksamkeit, Divergenz) definiert. Abschließend werden die prinzipiellen Konzepte der in der Arbeit eingesetzten Optimierungsalgorithmen aufgezeigt.

In **Kapitel 6** wird anhand von drei Beispielen der Einfluss der statischen aeroelastischen Anforderungen beim Strukturentwurf von Transportflugzeugflügeln im Rahmen unterschiedlicher Entwurfsstudien untersucht.

Bei der Auswahl dieser drei Anwendungsbeispiele haben folgende Aspekte eine Rolle gespielt: Da die D150-Konfiguration, das erste Anwendungsbeispiel, hinsichtlich der Geometrie und der Transportaufgabe mit dem Airbus A320 vergleichbar ist, können die erzielten Ergebnisse (z.B. Flügelmasse) mit öffentlich zugänglichen Daten des A320 verglichen und damit bewertet werden. Die CRM-Konfiguration ist gegenüber der D150-Konfiguration ein größeres Flugzeug, ebenfalls mit einem Triebwerk am Flügel und hat bis auf die Flügelpfeilung einen vergleichbaren Flügelgrundriss. Bei beiden ist die Querruderwirksamkeit der aeroelastische Effekt, der untersucht wird. Somit wird beim Vergleich der D150- und der CRM-Konfiguration der Größeneffekt untersucht. Die iGREEN-Konfiguration, das dritte Anwendungsbeispiel, hat wie die D150-Konfiguration die gleiche Transportaufgabe, nämlich den Transport von 150 Passagieren im Kurz- bis Mittelstreckenbereich. Sie unterscheidet sich aber von der D150-Konfiguration durch ihre nach vorn gepfeilten Flügel, die am Rumpf angebrachten Triebwerke und das T-Leitwerk. Die nach vorn gepfeilten Flügel führen dazu, dass bei der iGREEN-Konfiguration die statische Divergenz die zu untersuchende aeroelastische Charakteristik ist. Somit kann sowohl die iGREEN-Konfiguration mit der D150-Konfiguration, wie auch die CRM-Konfiguration mit der D150-Konfiguration hinsichtlich unterschiedlicher Aspekte verglichen werden. Zudem können beide statischen aeroelastischen Anforderungen, also die Vermeidung von Querruderumkehr und Divergenz untersucht werden.

Das erste Anwendungsbeispiel, die D150-Konfiguration, wurde im Rahmen des DLR-Projektes VAMP entwickelt [4]. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit werden mit dem parametrischen Entwurfsprozess Strukturentwürfe für den Flügel der Original D150-Geometrie und die 18 Planformvariationen durchgeführt. Insbesondere werden für die 19 Planformvarianten die Querruderwirksamkeitsrestriktion und deren Auswirkungen auf den Strukturentwurf und die Strukturmasse untersucht.

Das zweite Beispiel ist der Flügel der NASA CRM-Konfiguration. Die CRM-Konfiguration ist eine generische Großraum-Langstrecken-Konfiguration vergleichbar mit der Boeing B777. Die CRM-Konfiguration stammt aus dem 4th Drag Prediction Workshop [197] und wurde von der NASA und Boeing entwickelt. Bei gegebener Geometrie (1g Reisefluggeometrie bei Reiseflugmachzahl von 0.85) wird bei der Entwicklung des Strukturmodells für den Flügel mit dem parametrischen Entwurfsprozess die sogenannte Bauformgeometrie für den erzielten Strukturentwurf ermittelt. Bei dieser Konfiguration werden für verschiedene Querrudergeometrien die Auswirkungen auf die Strukturdimensionierung untersucht. Weiterhin werden verschiedene Konstruktionskonzepte für den tragenden Flügelkasten betrachtet und bewertet. Schließlich wird auch eine Untersuchung zum Strukturentwurf des Flügelkastens durchgeführt, bei der auch das äußere Querruder für die Rollsteuerung im Hochgeschwindigkeitsbereich eingesetzt wird und die beiden Querruder außerdem auch im Ruderumkehrbereich betrieben werden dürfen.

Das abschließende Anwendungsbeispiel, die iGREEN-Konfiguration, wurde im DLR-Projekt iGREEN untersucht [101]. Die iGREEN-Konfiguration entspricht der LamAiR-Konfiguration, die im gleichnamigen DLR-Projekt entwickelt wurde [203]. Während der LamAiR Flügel aus kohlefaserverstärktem Faserverbundwerkstoff besteht, ist der iGREEN-Flügel in klassischer Metallbauweise mit Aluminium ausgeführt. Beim Strukturentwurf wird der Einfluss verschiedener Konstruktionskonzepte (z.B. Stringer- und Rippenorientierung) und der Flügelpfeilung auf die statische Divergenz, die Lasten des flexiblen Flügels und die Strukturdimensionierung untersucht und bewertet.

Das abschließende Kapitel 7 fasst nochmals die wesentlichen Inhalte der Arbeit zusammen und zeigt in einer Synthese Entwicklungsmöglichkeiten für zukünftige Aufgabenstellungen auf.

## 1.3 Literaturübersicht

Der nachfolgende Abschnitt beinhaltet eine Auswahl an wissenschaftlichen Veröffentlichungen zu den folgenden Themengebieten:

- Strukturentwurf mit Aeroelastik Restriktionen - Aeroelastic Tailoring
- Entwurfsprozesse
- Parametrische Geometriemodellierung - Einsatz in der Optimierung

Die vorgenommene Gliederung führt dazu, dass einige Veröffentlichungen mehrfach genannt werden, da sie verschiedenen Themengebieten zugeordnet werden können.

### 1.3.1 Strukturentwurf mit Aeroelastik Restriktionen - Aeroelastic Tailoring

Der Strukturentwurf von Flugzeugflügeln, in der Regel der tragende Flügelkasten, unter Berücksichtigung aeroelastischer Randbedingungen wird zumeist als Aeroelastic Tailoring bezeichnet, also den auf aeroelastische Anforderungen maßgeschneiderten strukturellen Entwurf. Die aeroelastischen Effekte umfassen das Flattern, die Steuerflächenwirksamkeit, die Divergenz und die Lasten der flexiblen Struktur. Die Veröffentlichung von SHIRK [175] von 1986 und der Bericht von JUTTE [88] aus dem Jahr 2014 geben den jeweilig vorliegenden wissenschaftlichen Stand zum Thema Aeroelastic Tailoring mit zahlreichen Publikationen wieder. Darin wird insbesondere deutlich, dass die Thematik Aeroelastic Tailoring zumeist mit der Verwendung von Faserverbundwerkstoff und speziell entwickelten Optimierungsmethoden verbunden ist.

#### Computerprogramme für die Strukturdimensionierung

Um mit Methoden der Strukturoptimierung aeroelastische Anforderungen als Restriktionen berücksichtigen zu können, wie die Steuerflächenwirksamkeit, die Divergenz und das Flattern, wurden spezielle Computerprogramme entwickelt oder bestehende Strukturoptimierungsprogramme diesbezüglich erweitert. Entsprechende Entwicklungen sind das TSO-Programm [118], FASTOP [202], ASTROS [87], MSC.Nastran [124], MBB-Lagrange [207], STARS [71] und OPTSYS [24]. Während noch beim TSO-Programm die Flügelstruktur über analytische Ansatzfunktionen als Platte modelliert ist, werden bei den anderen Strukturoptimierungsprogrammen Finite-Elemente-Modelle verwendet.

#### Anwendungen Strukturdimensionierung mit Aeroelastikrestriktionen

Nachfolgend sollen verschiedene Veröffentlichungen zur Dimensionierung von Flugzeug- bzw. Flügelkastenstrukturmodellen aufgezeigt werden, die verschiedene Anwendungen der Strukturdimensionierung unter Berücksichtigung aeroelastischer Restriktionen zeigen.

Im Rahmen der Dimensionierung des Flügels der Do728 wird ein für den Festigkeitsnachweis verwendetes Strukturmodell für den Flügelkasten unter Berücksichtigung struktureller, fertigungstechnischer und statischer aeroelastischer Restriktionen dimensioniert [165]. Auch die Entwicklungen bei CASSIDIAN zeigen eine entsprechende Berücksichtigung von Aeroelastik-Restriktionen bei komplexen Strukturmodellen [164].

Im Beitrag von KLIMMEK [95] wird eine simultane Planform und Wandstärkenoptimierung mit einer Planformvariablen und 22 Variablen für die Wandstärken realisiert, wobei auch aeroelastische Lasten verwendet werden.

Anwendungen von Dimensionierungsaufgaben mit Restriktionen aus der Aeroelastik für generische Flügel finden sich in [51], [188] für den Intermediate Complexity Wing (ICW). In [163] werden das Seitenleitwerk ACA-Fin und der Flügel der X31, beide aus Faserverbundwerkstoff, in entsprechenden Optimierungsaufgaben verwendet. Die Veröffentlichung [105] zeigt die Strukturoptimierung des Flügels einer generischen Konfiguration, die dem Airbus A320 ähnlich ist, mithilfe des Programmsystems ARGON [109]. ARGON wurde vom TsAGI (deutsch: Zentrales Aerohydrodynamisches Institut) entwickelt, ein wichtiges russisches Luftfahrtforschungsinstitut.

### **Strukturdimensionierung als Teilgebiet der Strukturoptimierung**

Die Strukturdimensionierung ist ein Teilgebiet der Strukturoptimierung (SO), die ihrerseits in den 1960er Jahren ihre systematischen Anfänge nahm. In den Büchern von CARMICHAEL [31], MORRIS [121] und HAFTKA [73] sind umfangreiche Darstellungen zur SO zu finden. Grundsätzliche Vorgehensweisen zur Lösung von SO-Aufgaben werden u.a. bei ESCHENAUER [54], VANDERPLAATS [193] sowie bei HÖRNLEIN [76], [77] besprochen.

Eine systematisierte Herangehensweise zur Lösung von SO-Aufgaben ist das von ESCHENAUER vorgeschlagene „Drei-Säulen-Konzept“ [55]. Darin wird ein Optimierungsproblem in die Teilaufgaben bzw. Teilbereiche Simulationsmodell, Optimierungsmodell und Optimierungsalgorithmus aufgeteilt. Die Arbeiten von BELLENDIR [12], VIETOR [198], WEINERT [201], SCHUHMACHER [163], SCHUMACHER [166], SEIBEL [169], BEER [11], WEBER [200] und WAHL [199] zeigen ein breites Spektrum ingenieurwissenschaftlicher Optimierungsaufgaben, die mithilfe des „Drei-Säulen-Konzeptes“ erfolgreich bearbeitet wurden.

### **Strukturoptimierungsmethoden als Teilgebiet der Multidisziplinären Optimierung**

Die Ausweitung der zunächst disziplinären Optimierungsmethoden, wie der SO, führt zu ersten wegweisenden Ansätzen der Multidisziplinären Optimierung (MDO), die u.a. von SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI in [179] veröffentlicht wurden. Im Rahmen von monodisziplinären Strukturoptimierungsaufgaben führt SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI die sogenannten „Optimum Sensitivities“ ein und schlägt vor, diesen Ansatz auch für multidisziplinäre Optimierungsprobleme anzuwenden. Weitere Literatur zu grundsätzlichen Vorgehensweisen bei der Lösung von MDO-Aufgaben findet sich u.a. bei CRAMER [41]. Einen guten Überblick zu Arbeiten auf dem Gebiet der Luft- und Raumfahrttechnik haben SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI und HAFTKA [181] in ihrem Übersichtsaufsatz zusammengestellt. Laut SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI und HAFTKA liegt erst dann eine multidisziplinäre Optimierungsaufgabe vor, wenn sowohl die Entwurfsvariablen als auch die Restriktionen aus verschiedenen Disziplinen stammen. Eine aktuelle Veröffentlichung mit einer Übersicht zu MDO-Architekturen ist bei MARTINS und LAMBE zu finden [116].

### Strukturdimensionierung und Aerodynamikoptimierung mit MDO Methoden

Im weiteren werden Strukturdimensionierungsaufgaben auch mit der Optimierung der Aerodynamik über spezielle MDO-Methoden verknüpft.

Da die Optimierung der Aerodynamik mit hochwertigen 3-D-Verfahren rechenintensiv und dem gegenüber die Dimensionierung eines Flügelkastens vergleichsweise weniger aufwendig ist, werden u.a. Methoden der Multilevel Optimierung eingesetzt. Dabei findet die Aerodynamikoptimierung auf dem oberen Level statt und die Strukturoptimierung auf dem unteren. Die Verknüpfung der Ebenen geschieht häufig über das optimale Gewicht des Gesamtflugzeuges oder des Flügels je nach struktureller Modellierung. Dabei ist die Verwendung von Metamodellen, wie die Response Surface Methodology (RSM), weit verbreitet. Beispielhaft seien hier die Beiträge von LIU et al., [110], LI et al. [107], und GIUNTA et al. [67] erwähnt. Auch mit der Multi-Level Methode BLISS stellen SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI et al. [180] eine simultane Optimierung der Planform und der Struktur eines Flugzeugflügels vor, wobei die Disziplinen über die sogenannten Global Sensitivties eng gekoppelt sind.

Es gibt aber auch eine Reihe von Entwicklungen, bei denen die beiden Disziplinen in der Optimierung auf einer Ebene behandelt werden. In der Dissertation von MARTINS [115] wird ein Aerodynamikentwurf und die Strukturdimensionierung eines Überschall-Geschäftsreiseflugzeuges realisiert, bei der die Kopplung der Aerodynamik mit der Struktur zur Berechnung der Kopplungssensitivitäten mit der Adjungierten-Methode ausgeführt wird. Für die strukturelle und aerodynamische Modellierung kommen High Fidelity Simulationsmodelle bzw. Simulationsverfahren zum Einsatz, wobei der Strukturentwurf auf wenig praxisnahen Strukturmodellen basiert. Ebenso zeigen GUMBERT et al. [70] in ihrem Konzept eine simultane Wandstärken- und Planformoptimierung eines Flügels mit einfacher struktureller Idealisierung und 3-D-Aerodynamik Analyse. Bei MAUTE [117] wird eine Form- und Wandstärkenoptimierung eines Flügels mit analytischer Sensitivitätsanalyse unter Verwendung der GSE für die aeroelastische Kopplung vorgestellt. Dabei sind drei Variablen zur Variation der Wandstärken eines Flügelkastens definiert sowie zwei Formvariablen, mit denen die Flügelpfeilung und die Verwindung des Flügels verändert werden können.

In den Veröffentlichungen von JAMESON [86] und KRUSE ET AL. [102], sowie in der Dissertation von WUNDERLICH [204] steht die Optimierung der Aerodynamik des Flügels im Mittelpunkt, wobei Strukturmodelle für den Flügelkasten verwendet und auch dimensioniert werden. Bei JAMESON dient das Strukturmodell als plausibles Steifigkeitsmodell für die aerodynamische Optimierung der verschieden gepfeilten Flügel und wird nicht näher erläutert. Der Flügel mit der 35°-Pfeilung dient als Basis für den Flügel der CRM-Konfiguration, dem zweiten Anwendungsbeispiel der Arbeit. Bei KRUSE ET AL. laufen die Strukturdimensionierung des Flügelkastens der LamAiR Konfiguration mit Faserverbundwerkstoff und die aerodynamische Optimierung mit der flexiblen Flügelstruktur sequenziell ab, wobei der Schwerpunkt auf der aerodynamischen Optimierung hinsichtlich laminarer Strömung liegt. Die Geometrie des Flügels der iGREEN-Konfiguration,



die das dritte Anwendungsbeispiel der Arbeit ist, entspricht der Geometrie des LamAiR-Flügels. Ein automatisierter Ablauf eines solchen Prozesses, mit Schwerpunkt der aerodynamischen Optimierung, stellt die Dissertation von WUNDERLICH dar.

### **Rückschlüsse für die vorliegende Arbeit**

Die Methoden zur Dimensionierung einer Flügelkastenstruktur aus Aluminium sind auf der einen Seite ausgereift und können mit verschiedensten Restriktionen angewendet werden. Hinsichtlich der in der Arbeit angestrebten Praxisorientiertheit und der möglichst konstruktionsnahen Strukturmodelle erscheint die Vorgehensweise zur Dimensionierung der Flügelkastenstruktur der Do728 als Konzept am geeignetsten. Hinzu kommen in der Arbeit noch die erste Dimensionierungsstufe mit den Schnittlasten als Startentwurf für zweite Dimensionierungsstufe und der parametrische Aufbau des Optimierungsmodells, also der Definition der Entwurfsvariablen und der Restriktionen. Der parametrische Aufbau ermöglicht insbesondere bei Parameterstudien die notwendigen Anpassungen des Optimierungsmodells.

### **1.3.2 Entwurfsprozesse - Parametrisierungskonzepte**

Algorithmierte und teilweise automatisierte Entwurfsprozesse werden für unterschiedliche Aufgaben in der Konzeptentwurfsphase zum Entwurf eines neuen Flugzeugs entwickelt bzw. aufgebaut.

Da entsprechende Prozesse bzw. Programme auch auf grundlegende Vorgehensweisen und Berechnungsmethoden des Konzeptentwurfs zurückgreifen, sollen zunächst einige Veröffentlichungen zu dieser Thematik genannt werden. Im Rahmen des Konzeptentwurfs eines Flugzeuges stellt die Abschätzung des Flugzeug- bzw. Flügelgewichtes eine erste Vorstufe zur Dimensionierung dar. So werden in grundlegenden Werken zum Flugzeugentwurf von TORENBEEK [189] und RAYMER [142] sowie in den Vorlesungsmanskripten von SCHOLZ [162] und THORBECK [185] u.a. einfache Formeln angegeben, um das Flugzeug- bzw. Flügelgewicht abzuschätzen. Zur Ermittlung von sekundären Strukturmassen des Flügels, wie Steuerklappen oder von Massenzuschlägen aufgrund von Fertigungsgegebenheiten, die vom FE-Modell nicht erfasst werden, sind u.a. im Bericht von TORENBEEK analytische Formeln enthalten [190].

Nachfolgend sollen verschiedene Entwurfsprozesse bzw. Programmsysteme für die gesamte Flugzeugkonfiguration aber auch für den Flügel vorgestellt werden.

Das Programmsystem PRADO der TU-Braunschweig stellt eines der umfangreichsten Programmsysteme zur Simulation eines Entwurfsprozesses zur Bewertung von Flugzeugkonfigurationen dar. Aufbauend auf der Arbeit von HEINZE [75], hat es einige Weiterentwicklungen gegeben, wie u.a. die Arbeit von ÖSTERHELD [135] und von RIEKE [144], die im Wesentlichen die Verbesserung der strukturmechanischen und aerodynamischen Modellierung und Dimensionierung zum Inhalt hatten, bis hin zur Verwendung von Faserverbundwerkstoff bei RIEKE.

Ein weiterer automatisierter Entwurfsprozess für den Konzeptentwurf ist das vom Politecnico di Milano (PoliMi) entwickelte System NeoCASS (next-generation conceptual aerostuctural sizing), mit dem ebenfalls Gesamtflugzeugkonfigurationen bewertet werden können. Neben aerodynamischer und struktureller Modellbildung kann mit NeoCASS eine Gewichtsabschätzung vorgenommen werden. Weiterhin ist auch die aeroelastische Analyse Teil des Prozesses, mit der Flutter- und Divergenzanalyse sowie Trimmanalysen mit der flexiblen Struktur [32], [33].

Ein Konzept, bzw. Vorentwurfsprogrammsystem vom russischen TsAGI, ist das Programm ARGON, das zur strukturellen Modellierung und Dimensionierung von Gesamtflugzeugkonfigurationen geeignet ist. Es wird ferner eingesetzt, um Entwurfsaufgaben aus der Aeroelastik hinsichtlich Flattern und Aeroelastic Tailoring beim Strukturentwurf zu berücksichtigen [109], [104], [105].

Vergleichbare Entwurfsprozesse bei Lockheed Martin und Boeing für Entwurfsaufgaben hinsichtlich der strukturellen Modellierung einer Gesamtkonfiguration mit einem FE-Modell und der Dimensionierung mit ermittelten Lasten sind in den Veröffentlichungen von GARZA ET AL. [65] mit dem Entwurfsprozess PreCEPT und in CHEN [35] für einen Entwurfsprozess, der bei Boeing angewendet wird, dargestellt. Bei der Anwendung von GARZA ET AL. geht es um eine UAV-Konfiguration und beim Entwurfsprozess von Boeing um ein Überschalltransportflugzeug.

An der TU-Delft wurde die Programmumgebung DEE (Design and Engineering Engine) entwickelt, um Entwurfsaufgaben für Gesamtflugzeugkonfigurationen bzw. Komponenten bearbeiten zu können. Simulationsmodelle (z.B. Aerodynamik und Struktur) werden mit dem sogenannten Multi Model Generator (MMG) modular aufgebaut. Diese können zu einem Flugzeuggesamtmodell zusammengefügt und mit im Prozess ermittelten Lasten dimensioniert werden [176]. Eine Besonderheit ist der modulare und hierarchische Aufbau der Geometrie und Simulationsmodelle.

Da in der vorliegenden Arbeit der Strukturentwurf mit Aeroelastikrestriktionen des Flügels im Mittelpunkt steht, werden nachfolgend noch einige entsprechende Prozesse für Flügel erläutert.

Das Programm FAME-W von Airbus dient dazu, die Flügelmasse abzuschätzen. Die strukturelle Modellierung basiert auf einer Balkenformulierung [90]. Eine Erweiterung von FAME-W auf Faserverbundwerkstoff ist in der Dissertation von DUGAS [49] niedergelegt. Neben der strukturellen Modellierung und Dimensionierung des Flügelkastens, fließt bei der Massenabschätzung firmeninternes Wissen ein, insbesondere bei der Ermittlung der Masse der Sekundärstruktur oder der Berücksichtigung von Fertigungsrandbedingungen. Zudem können die Daten von Flügeln von bereits existierenden Flugzeugen berücksichtigt werden. Als Pendant für die Abschätzung der Rumpfmasse, wurde von Airbus das Programm FAME-F entwickelt [161].

Der von DORBARTH in seiner Dissertation [48] entwickelte Entwurfsprozess ELWIS (finite ELEMENT WIng Structure model generator) ist ebenfalls dazu geeignet, die Flügelmasse abzuschätzen. Hierbei werden möglichst alle Bauteile des Flügels mit Finiten-Elementen entsprechend ihrer geometrischen Form modelliert und dimensioniert. Dies

umfasst neben dem Flügelkasten und den Klappen, u.a. auch die Klappenaufhängungen, Bremsklappen, das Fahrwerk und Winglets. Hierbei geht es vor allem darum die Massenprognose gerade bei der Sekundärstruktur eines Flügels zu verbessern, die ansonsten auf statistikbasierten Ansätzen beruht.

In der Dissertation von HÜRLIMANN [81] wird ein Entwurfsprozess für den Flügel vorgestellt, der aus der Lastanalyse, der Strukturdimensionierung und der Anpassung der Flügelgeometrie, zum Erzielen des jig-shapes besteht. Angewandt wird dieser Prozess auf den Flügel der DLR-F11 Konfiguration. Der Aufbau der parametrischen Geometrie des Flügels und des tragenden Flügelkastens wird über das Programm CATIA realisiert.

Weiterhin gibt es eine Reihe von Software-Systemen, mit denen Entwurfsprozesse aus bereits existierenden disziplinären Programmen aufgebaut werden können. Diese Systeme verfügen teilweise auch über Optimierungsalgorithmen, sodass auch Optimierungsaufgaben aus dem Bereich MDO bearbeitet werden können. Ferner können Simulations- bzw. Prozessergebnisse zumeist mit weitreichenden Möglichkeiten anschaulich visualisiert werden. Als Beispiele seien iSIGHT von Dassault [96], ModelCenter von Phoenix Integration [130], Boss/Quattro von LMS [141] und die DLR-Entwicklung RCE [172] genannt.

### **Vergleich der vorliegenden Arbeit zu aktuellen Arbeiten mit ähnlicher Thematik**

Der in der vorliegenden Arbeit entwickelte parametrische Entwurfsprozess ist im Umfeld der Arbeiten von HÜRLIMANN und DORBARTH zu sehen. Allen gemeinsam ist der Aufbau eines Prozesses zum Strukturentwurf von Flugzeugflügeln, der die Parametrisierung der Struktur- und Aerodynamikmodelle über parametrische Geometriemodelle, die Lastanalyse und die Dimensionierung umfasst. Gegenüber den beiden Dissertationen werden in dieser Arbeit die Geometriefunktionen und die differentialgeometrischen Konstruktionsmethoden in ihren mathematischen Formulierungen direkt angewendet, während bei HÜRLIMANN die von CATIA und bei DORBARTH die von der TIGL bereitgestellten Methoden als „black box“ eingesetzt werden. Hinsichtlich der strukturellen Modellierung, haben die Strukturmodelle der vorliegenden Arbeit eine größere Praxisnähe. So können Stringer in den Deckhäuten mit einer definierbaren Richtung, somit möglichst konstruktionsnah, als Balken modelliert werden. Ebenso ist die Berücksichtigung von inneren Versteifungen der Holme und Rippen, die sich auf die definierten Beulfelder auswirken, möglich und führt zu konstruktionsnäheren Strukturmodellen. Weiterhin werden Strukturdimensionierungsmethoden eingesetzt, bei der der Optimierungsmodellbildung eine besondere Bedeutung zukommt. Ein weiteres Unterscheidungsmerkmal ist der besondere Schwerpunkt der Arbeit auf die Untersuchung des Einflusses der Restriktionen aus der statischen Aeroelastik auf den Strukturentwurf im Rahmen von Parameterstudien. Schließlich wird durch weitreichende Parametervariationen für unterschiedliche Flügel, aus der Grundidee der Parametrisierung, auch der Nutzen in den Anwendungen gezogen. DORBARTH zeigt in seiner Arbeit zwar auch eine Studie mit verschiedenen Flügelplanformgeometrien in Verbindung einer Variation der Hochauftriebsklappentiefe, der

Schwerpunkt dieser Arbeit liegt aber hauptsächlich in der Verbesserung der Massenprognose, gerade hinsichtlich der Sekundärstruktur. Bei HÜRLIMANN liegt der Schwerpunkt eher auf dem Entwurfsprozess, der für eine feste Konfigurationsgeometrie angewendet wird, und dem Einsatz des CAD Werkzeugs CATIA. Die Möglichkeit großer Parametervariationen wird bei HÜRLIMANN in einem Bild dargestellt, aber beim Anwendungsbeispiel werden keine Variationen vorgenommen.

### 1.3.3 Geometrisches Modellieren - Einsatz bei Optimierungsaufgaben und im Flugzeugentwurf

#### Historie – CAD / CAM / CAGD

Erste Entwicklungen des rechnergestützten geometrischen Modellierens begannen nach MORTENSON [123] in den 1960er bzw. 1970er Jahren. Sie wurden hervorgerufen durch die Fortschritte im Computer-Graphic Programming (CGP), im Computer-Aided Design (CAD) und im Computer-Aided Manufacturing (CAM). Das CGP beschäftigt sich mit der Entwicklung von Methoden zur visuellen Darstellung von Grafiken, das CAD unterstützt die Konstruktion und den Entwurf von Bauteilen mit dem Computer, und mit den Methoden des CAM wird die computergesteuerte Fertigung realisiert.

Das Gebiet des geometrischen Modellierens wurde in seinen Anfängen u.a. von SUTHERLAND [183], COONS [37], FERGUSON [61] und BÉZIER [16] in Zusammenarbeit mit der Luftfahrt- und Automobilindustrie vorangetrieben.

Das geometrische Modellieren oder auch Computer Aided Geometric Design (CAGD) ist als eigenständige Disziplin aus den drei oben genannten Gebieten CGP, CAD und CAM hervorgegangen. Diese Disziplin beschäftigt sich mit der Bereitstellung verschiedenster analytischer Formfunktionen und differentialgeometrischer Konstruktionsmethoden zur Beschreibung und zum Entwurf komplexer geometrischer Formen. Das CAGD ist neben der Anbindung an die Informatik, eng verknüpft mit Themenbereichen der klassischen Mathematik, wie der Differentialgeometrie, den Approximationsmethoden, der algebraischen Geometrie, der Funktionalanalysis, den Differentialgleichungen und der Numerik.

Grundlegende Werke, in denen Methoden und einige mathematische Ansatzfunktionen des CAGD vorgestellt werden, finden sich u.a. in den Büchern von ABRAMOWSKI [2], FAUX und PRATT [60], ENGELN-MUELLGES und REUTTER [52] und MORTENSON [123], weiterhin im Tagungsband von NOWACKI und GNATZ [133] und in den Übersichtsaufsätzen von BÖHM et al. [20], [21] sowie SEIDEL und VERMEULEN [171].

Entsprechend der Differentialgeometrie gibt es zwei grundsätzliche Wege, glatte Kurven oder Flächen mathematisch zu definieren: parametrisch oder implizit [170]. Steht die Ermittlung der Funktionswerte und deren Ableitung im Vordergrund, ist die parametrische der impliziten Formulierung vorzuziehen.

## **B-Splines – Bézier-Splines – NURBS**

Neben vielen weiteren Ansatzfunktionen sind die BÉZIER- und  $B$ -Splines als Kurven und Flächen wegen ihres glatten Verlaufs und der Steuerungsmöglichkeit der Kontur über die Kontrollpunkte für vielseitige Anwendungen besonders geeignet. Vertiefungen zu zusammengesetzten BÉZIER-Flächen hinsichtlich ihrer Eigenschaften finden sich u.a. bei BÉZIER [30] und FARIN [58].

Das Thema Stetigkeitsbedingungen von  $B$ -Splines als Flächen und Linien wird von DE BOOR [46] und SCHUMAKER [167] aufgegriffen. Einen effizienten Algorithmus zur Berechnung von Funktionswerten und deren Ableitungen für  $B$ -Splines stammt von DE BOOR [45]. Weitere geometrische Eigenschaften von  $B$ -Splines werden in den Beiträgen von FARIN [59], HOSCHEK [79] und BARTELS [10] beschrieben. Methoden, bei denen in  $B$ -Spline Kurven weitere Knoten eingefügt werden können, ohne dass sich der Kurvenverlauf verändert, werden von BÖHM [19], COHEN [36] und BERRY [13] vorgestellt. Diese Vorgehensweise kann dann erforderlich sein, wenn mehrere  $B$ -Spline Kurven zu einer Fläche interpoliert werden sollen, die Kurven aber eine unterschiedliche Anzahl an Knoten im Knotenvektor haben.

Eine besondere Form der  $B$ -Splines stellen die sogenannten NURBS (Non-uniform rational  $B$ -Splines) dar. Neben den Kontrollpunkten kann der Kurvenverlauf auch über Gewichtungsfaktoren gesteuert werden. Das besondere der NURBS ist u.a., dass Kreis- bzw. Ellipsenbögen exakt beschrieben werden können. Vertiefende Hinweise zu NURBS finden sich u.a. bei FARIN [59] sowie bei HOSCHEK und LASSER [79]. Eine Anwendung von NURBS aus dem Gebiet der Strukturoptimierung stellt die Arbeit von SCHUMACHER [166] dar.

## **Alternativer Ansatz zur Geometriebeschreibung**

Eine alternative Methode zur Geometriebeschreibung hinsichtlich aerodynamischer Berechnungen haben SOBIECZKY und seine Mitarbeiter entwickelt. So werden z.B. Flügelprofile abschnittsweise mit speziellen Ansatzfunktionen modelliert, die nur von einem oder zwei Parametern abhängig sind. Damit können abschnittsspezifische Charakteristika einer Kontur mit vergleichsweise wenigen Parametern sehr genau nachgebildet werden. Im Buch von SOBIECZKY [178] wird diese Methode vorgestellt und in der Dissertation von TRAPP [191] die Anwendung für einen Geometriemodellgenerator realisiert. Das Geometriemodell dient dann zur Erzeugung von aerodynamischen Rechennetzen für die sogenannte Computational Fluid Dynamic (CFD) Analyse.

## **Differentialgeometrische Konstruktionsmethoden**

Neben den Funktionen zur Beschreibung geometrischer Objekte gehören geometrische Konstruktionsmethoden ebenfalls zum CAGD. Das sind Methoden zur Approximation und Interpolation von Punkten zu Kurven und Flächen, wie auch die Ermittlung der Schnittpunkte einer Kurve mit einer Fläche oder die Berechnung der Schnittlinie zweier

sich schneidender Flächen. Im Buch von MORTENSON [123] und in den Artikeln von APPEL [6], BARNHILL [9], KRIEZIS [97] und SEDERBERG [168] finden sich verschiedene Methoden zur Konstruktion geometrischer Objekte.

### **Geometrieaustauschformate IGES und STEP**

Da geometrische Beschreibungen von Bauteilen im Produktentwicklungsprozess von verschiedenen Bereichen bzw. Abteilungen genutzt, weiterverarbeitet oder auch visualisiert werden müssen, sind zum Austausch von Geometriedaten Standardformate entwickelt worden. Das IGES-Format (International Graphics Exchange Standard) ist ein verbreitetes Format für parametrisierte Geometrien [82]. Ein aktuelleres, auf IGES aufbauendes Format ist STEP (STandard for the Exchange of Product Model Data). STEP bietet gegenüber IGES u.a. die Möglichkeit neben der Geometrie weitere Produktinformationen zu erfassen [91].

### **Optimierung mit parametrischer Geometrie**

Im Bereich der mathematischen Optimierung haben sich die Methoden des CAGD als ein wichtiges Hilfsmittel in der Formoptimierung als ein Teilgebiet der Strukturoptimierung (SO) etabliert. Innerhalb der Formoptimierung werden über die parametrisierte Geometrie Entwurfsvariablen definiert, mit denen die geometrische Form beeinflusst werden kann. Die Geometriemodelle wiederum sind die Basis für strukturmechanische Modellierungen, wie FE-Modelle. Bereichsweise definierte Geometrieobjekte werden dabei auch als sogenannte Design-Elemente bezeichnet. Die sogenannte Design-Elemente-Methode (DEM) wird u.a. bei IMAM [83] und BOTKIN [22] dargestellt. Im Artikel von BRAIBANT und FLEURY [23] sowie in den Arbeiten von WEBER [200], FALK [57], BLETZINGER [18] und TANG [184] finden sich einige Anwendungen von CAGD Methoden im Rahmen von Strukturoptimierungsaufgaben.

### **Geometriemodellierung in Flugzeugentwurfsprozessen**

Auch bei Programmen zur Simulation von Flugzeugentwurfsprozessen im technisch-wissenschaftlichen Umfeld werden Methoden des CAGD angewandt. In der Arbeit von ÖSTERHELD [135] wird der Einsatz von CAGD mit dem Flugzeugentwurfssystem PrADO [75] beschrieben, um Struktur- und Aerodynamikmodelle für Flugzeuge zu erzeugen, wobei die Modellierungsgüte der des frühen Vorentwurfs entspricht. Weitere Anwendungen werden in den Beiträgen von PETIAU [138], MECHLER [119] und HÜRLIMANN [81] aufgezeigt, die ihrerseits das CAD Programm CATIA verwenden, um Geometriemodelle von Flugzeugen oder Flugzeugkomponenten, wie Flügel, aufzubauen. Innerhalb der von der KTH entwickelten Flugzeugentwurfsumgebung CAESIOM werden ebenfalls parametrische Geometriemodelle aufgebaut. Dies geschieht u.a. auch über die Schnittstelle von CAESIOM zum CPACS Datenformat sowie der Verwendung der Geometriebibliothek TIGL [145]. Die TIGL Programmbibliothek greift ihrerseits auf

die Geometriebibliothek OpenCascade zurück [134]. Das CPACS Datenformat und die TIGL Programmbibliothek sind Entwicklungen des DLR [108], [177].

### **Geometriemodellierung bei der Aerodynamikoptimierung**

Bei der Optimierung der Aerodynamik von Profilen verwendet LEPINE [112] *B*-Splines zur Geometriebeschreibung, während POLONI [139] eine Bézier-Spline Repräsentation wählt. In einer aktuellen Veröffentlichung stellt EL MAJD seine 3-D-Parametrisierung der Flügeloberfläche mit Bézier-Splines vor [113].

### **Geometriemodellierung bei der Aero-Strukturoptimierung**

In den Arbeiten von SAMAREH [151], [153], [152] werden Anwendungen mittels parametrischer Geometrien aus dem CAGD im Bereich der aerodynamischen Optimierung von Flugzeugkonfigurationen dargestellt. Darüber hinaus wird diese Modellierung von SAMAREH [154] für die aeroelastische Kopplung des strukturellen mit dem aerodynamischen Modell genutzt.

### **Geometriemodellierung bei Strukturoptimierungsaufgaben**

So verwendet SCHUHMACHER [163] BÉZIER-Spline Flächen zur Beschreibung der Materialdicke von Faserverbund-Flächentragwerken und nutzt die Kontrollpunkte der BÉZIER-Splines als Entwurfparameter innerhalb einer Optimierungsaufgabe. Spezielle Anwendungen aus der Strukturoptimierung von Bauteilen aus dem Flugzeugbau sind in den Arbeiten bzw. Veröffentlichungen von SCHUHMACHER [163] und WEBER [200] sowie bei KLIMMEK [95] zu finden.

Die analytische Beschreibung von Geometrien bietet zudem die Möglichkeit, Sensitivitäten analytisch zu bestimmen. In den Arbeiten von SCHUHMACHER [163], HARDEE [74] sowie KIMMICH [92] liegen entsprechende Anwendungen vor.

### **Rückschlüsse für die vorliegende Arbeit**

Die entwickelten mathematischen Ansatzfunktionen, die differentialgeometrischen Konstruktionsmethoden stellen einsatzfähige und bewährte Methoden dar. Vereinzelt Anwendungen in Optimierungsaufgaben zeigen deren Eignung auch im Rahmen von Strukturoptimierungsaufgaben. Neu in der Arbeit ist die ganzheitliche Nutzung dieser Geometrieansatzfunktionen, wie der *B*-Splines, in Verbindung mit den differentialgeometrischen Konstruktionsmethoden in einem Schritt für Schritt nachvollziehbaren, sukzessiven und parametrischen Prozess, um sämtliche disziplinäre Simulations- und Optimierungsmodelle des Entwurfsprozesses parametrisch aufzubauen.





## 2 Parametrischer Entwurfsprozess und das Parametrisierungskonzept

Zur Untersuchung der Auswirkungen der Querruderwirksamkeits- und Divergenzanforderungen auf den Strukturentwurf von Transportflugzeugflügeln wird ein parametrischer Entwurfsprozess aufgebaut. Ausgehend von typischen Entwurfsaufgaben im Konzept- bzw. frühen Vorentwurf, wird dazu ein auf die Aufgabenstellung ausgerichtetes spezielles Parametrisierungskonzept in Verbindung mit einem Entwurfsprozess entwickelt.

Das Parametrisierungskonzept soll möglichst so umfassend sein, dass allgemeine Flugzeugparameter, die Flügelgeometrie, die Konstruktion des tragenden Flügelkastens sowie die im Entwurfsprozess eingesetzten Simulations- bzw. Optimierungsmodelle parametrisiert werden können. Der Entwurfsprozess selber setzt sich aus den folgenden Schritten zusammen: 1. Parametrische Modellbildung, 2. Lastanalyse, 3. Dimensionierung und 4. Anpassung der Flügelgeometrie hin zur Bauformgeometrie (engl. jig-shape). Dieser Prozess wird wiederholt durchlaufen, bis die Flügelmasse und die Flügelgeometrie konvergieren.

Zunächst wird im nachfolgenden Kapitel eine Einordnung des Entwurfsprozesses in den Ablauf des Flugzeugentwurfs gegeben und die typischen Entwurfsphasen aufgezeigt. Anschließend werden der parametrische Entwurfsprozess und die parametrische Modellbildung mit dem Konzept der Simulationsmodellbausteine dargelegt. Schließlich werden die verwendeten mathematischen und physikalischen Grundgleichungen der jeweiligen Entwurfsprozessschritte erläutert.

### 2.1 Flugzeugentwurfsphasen und Entwurfsaufgaben

Der Flugzeugentwurfsprozess kann nach RAYMER [142] in drei Entwurfsphasen untergliedert werden:

- Konzeptentwurf (engl. conceptual design)
- Vorentwurf (engl. preliminary design)
- Detailentwurf (engl. detail design)

Die Grenzen zwischen den Entwurfsphasen sind nicht eindeutig definiert [78]. Diese Einteilung ist aber geeignet, um typische Entwurfsaufgaben einer Entwurfsphase zuzuordnen.

Da beim Strukturentwurf möglichst konstruktionsnahe Simulationsmodelle eingesetzt werden sollen, liegt der Schwerpunkt der nachfolgenden Darstellung der Entwurfsphasen auf dem Strukturentwurf und den eingesetzten Simulationsmodellen für die Struktur.

### Konzeptentwurf

Die Festlegung der Konfigurationsgeometrie eines Flugzeuges findet in der Phase des Konzeptentwurfs statt. Darin werden die Geometrie und die prinzipielle Anordnung von Rumpf, Flügel, Leitwerk und Triebwerken definiert. Die Entwurfsfreiheiten sind in dieser Phase am größten. Ausgangsbasis für den Konzeptentwurf sind definierte Anforderungen an das Flugzeug. Diese ergeben sich bei Transportflugzeugen aus der sogenannten Flugmission und der Transportaufgabe. Darin werden Parameter wie die Nutzlast, die Reichweite, die Reisefluggeschwindigkeit, die Manövrierbarkeit sowie weitere Parameter für Start und Landung (z.B. Länge der Startbahn, Anfluggeschwindigkeit) festgelegt. Da sich der Entwurf eines Flugzeuges über mehrere Jahre erstreckt, wird in dieser Entwurfsphase auch schon vorausschauend abgeschätzt, welche Technologien (z.B. Material- und Fertigungsverfahren) zum geplanten Zeitpunkt der eigentlichen Fertigung eingesetzt werden können. Um eine Konfiguration hinsichtlich ihrer technischen Realisierbarkeit zu bewerten, wird eine erste Abschätzung der Flugzeugmasse auf Basis analytisch-empirischer Formeln durchgeführt (siehe u.a. [142], [190] und [127]).

Strukturmechanische Modellierungen des Flugzeuges im Konzeptentwurf sind zumeist nur komponentenweise und in einfacher Form vorhanden, z.B. als Finite-Elemente-Modell (FE-Modell) mit Balkenelementen oder mit Schalenelementen. Damit soll die globale Steifigkeit modelliert werden. Um möglichst alle Massen zu erfassen, werden zusätzlich zur Masse der tragenden Struktur des Flügelkastens, nicht-strukturelle Massen und Sekundärmassen zumeist über empirisch-analytische Formeln ermittelt. Diese basieren in der Regel auf Statistiken existierender Flugzeuge. Beispielhaft wird hier das Programm FAME-W genannt [90], das bei Airbus eingesetzt wird, um die Steifigkeit und die Masse von Flugzeugflügeln im Konzeptentwurf zu ermitteln. Methoden zur Flügelgewichtsabschätzung der TU-Delft finden sich in [190]. Diese einfachen Modellierungen sind geeignet, um schnell unterschiedlichste Parametervariationen durchführen zu können (z.B. Flügelgeometrie). Eine aktuelle Arbeit hinsichtlich einer verbesserten Massenabschätzung, insbesondere der Sekundärmassen, ist die Dissertation von DORBATH [48].

Der Konzeptentwurf besteht nach RAYMER [142] aus mehreren iterativen rückgekoppelten Prozessen. So ist es das Ziel, in einer ersten Stufe die globalen Anforderungen der Konfiguration zu erfüllen, die sich aus der schon erwähnten Flugmission und der Transportaufgabe ergeben. Den Abschluss dieser Entwurfsphase bildet das sogenannte „configuration freeze“ [159]. Die Konfiguration ist damit festgelegt und größere äußere geometrische Veränderungen können nicht mehr vorgenommen werden.

Typische Entwurfsaufgaben im Konzeptentwurf bestehen darin, unterschiedliche Flugzeugkonfigurationen im Hinblick auf die definierten Anforderungen zu untersuchen und

zu bewerten. Dazu gehört, die Flugzeugmasse und die jeweiligen Komponentenmassen möglichst genau abzuschätzen. Neben der Untersuchung einer gegebenen Flugzeugkonfigurationsgeometrie dienen Parametervariationen dazu, die Sensitivitäten eines Entwurfs oder den Einfluss ausgewählter Entwurfsparameter zu analysieren. Parametervariationen umfassen z.B. die Flügelgeometrie (Flügelpfeilung, Flügelseitenverhältnis, Flügelfläche) oder die Leitwerksart (Standardleitwerk, T-Leitwerk, H-Leitwerk). Letzteres steht zumeist in Verbindung mit der Position und Art der Triebwerke.

Aeroelastische Anforderungen werden im Konzeptentwurf nur eingeschränkt berücksichtigt, da die Strukturmodelle in der Regel noch unzureichend modelliert sind. In [190] wird eine Abschätzungsformel zur Ermittlung des zusätzlichen Gewichts angegeben, das nötig ist, um eine Torsionssteifigkeit zu erzielen, die eine ausreichende Steuerflächenwirksamkeit gewährleistet. In [25] werden Abschätzungsformeln für die Flattergeschwindigkeit, Steuerflächenwirksamkeit und Divergenz angegeben, die auf der Ermittlung der minimalen Dehnungsenergie beim normierten Torsionsmode beruhen.

### Vorentwurf

Nachdem die äußere Geometrie des Flugzeuges und die Steuerflächen festgelegt sind, wird die tragende Konstruktion des Flugzeuges oder einzelner Komponenten entwickelt. Entsprechende Strukturmodelle werden aufgebaut und dimensioniert. Nach und nach werden die Modelle verfeinert und vervollständigt, bis alle wesentlichen Strukturkomponenten modelliert sind.

Begleitend zur Verfeinerung des Entwurfs werden neben den strukturellen Kriterien, die aeroelastischen Anforderungen entsprechend den Zulassungsvorschriften, wie der CS25 [132] für Europa oder der FAR25 [131] für die USA, ständig überprüft. So ist entsprechend §25.629 der CS25 nachzuweisen, dass für ein Flugzeug innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe weder Ruderumkehr noch Divergenz sowie kein Flattern auftreten. Die aeroelastische Stabilitätsenveloppe ist nach AMC 25.629 der CS25 die um 15% erweiterte  $V_D/M_D$ -Enveloppe, wobei die Machzahl mit  $Ma=1.0$  nach oben begrenzt ist.

Innerhalb des Vorentwurfs sind nach dem sogenannten „design freeze“ keine wesentlichen konstruktiven Veränderungen mehr vorgesehen. Lediglich sogenannte „add-on“ Lösungen sind möglich. Dabei handelt es sich um Erweiterungen der bestehenden Konstruktion wie z.B. zusätzliche Massen oder lokal angebrachte Versteifungselemente (z.B. Beschläge). Der Begriff „design freeze“ wird von SCHIERENBECK in Verbindung mit dem Airbus-Entwurfsprozess [159] verwendet.

Da im Verlauf des Vorentwurfs die Konstruktion des Flugzeugs nach und nach verfeinert und hinsichtlich der Anforderungen an das Flugzeug überprüft wird, soll die Vorentwurfsphase noch in den frühen und in den fortgeschrittenen Vorentwurf untergliedert werden (Vorentwurf I und Vorentwurf II). Beide Phasen werden vom Zeitpunkt des „design freeze“ getrennt [159].

Im Vorentwurf I wird die prinzipielle Konstruktion der tragenden Struktur entwickelt.

Beim Flügel ist das die Definition der Anzahl, der Position und der Ausrichtung von Holmen, Rippen und Stringern, die mit der Deckhaut den Flügelkasten ausmachen. Weiter wird der aerodynamische Entwurf fertiggestellt. Somit gehören Parametervariationen hinsichtlich des Konstruktionskonzeptes der tragenden Konstruktion (Anzahl, Position und Ausrichtung von Holmen, Rippen und Stringern) zu typischen Entwurfsaufgaben im Vorentwurf I.

Im fortgeschrittenen Vorentwurf II sind nur noch die Wanddicken und die Querschnittsflächen von Versteifungselementen die Entwurfsparameter. Weiterhin können ggf. zusätzliche Versteifungselemente angebracht werden.

### Detailentwurf

Im Detailentwurf geht es schließlich darum, einzelne Baugruppen, Bauteile oder Bereiche eines Flugzeuges oder eines Flügels endgültig für die Fertigung zu konstruieren und auszulegen. Insbesondere werden kritische Bereiche wie Ausbrüche, Löcher oder Verbindungen für den Strukturnachweis zum Teil mit sehr fein diskretisierten FE-Modellen analysiert. Eine verfeinerte Modellierung der Struktur ist u.a. nötig, um damit lokale Struktureigenschaften strukturmechanisch realistisch abbilden zu können. Soll z.B. ein Bereich der Deckhaut des Flügels oder des Rumpfes hinsichtlich Beulen mit der FEM analysiert werden, müssen entsprechende FE-Modelle ebenso einen hohen Detaillierungsgrad aufweisen [200]. Entwurfsaufgaben im Detailentwurf beschränken sich aufgrund des hohen Detaillierungsgrades daher auch nur auf lokale Bereiche wie z.B. die Optimierung der geometrischen Form von Ausbrüchen.

### Entwurfsaufgaben und Entwurfsfreiheiten im Überblick

Nach der Darstellung der Entwurfsphasen und der jeweiligen typischen Entwurfsaufgaben sind in Tabelle 2.1 nochmals die Entwurfsfreiheiten im Flugzeugentwurf gegenüber den in der Arbeit definierten Entwurfsphasen dargestellt. Die Aufteilung des Vorentwurfs in die beiden Phasen I und II ist dort ebenfalls berücksichtigt. Die Massenmodellierung kann in jeder Phase des Entwurfs mit beliebigem Detaillierungsgrad berücksichtigt werden. Voraussetzung ist die Verfügbarkeit der Daten und die Notwendigkeit bei den Simulationsmodellen.

Die Charakterisierung der Entwurfsfreiheiten in „möglich“, „eingeschränkt möglich“ und „nicht möglich“ ist nicht als absolute Festlegung zu verstehen. Sie dient dem besseren Verständnis der Entwurfsaufgaben im Flugzeugentwurfsprozess und der üblichen jeweiligen Entwurfsfreiheiten. Anhand dieser Strukturierung sollen aber auch das entwickelte Parametrisierungskonzept und der Entwurfsprozess eingeordnet werden. Mit den entwickelten Methoden sollen Entwurfsaufgaben vom Konzeptentwurf bis zum Vorentwurf I bearbeitet werden können, wobei sich der Detaillierungsgrad der Strukturmodelle an die im Vorentwurf I verwendeten Modelle orientiert.

| Entwurfsphase  | Entwurfsfreiheiten |           |              |                            |        |
|----------------|--------------------|-----------|--------------|----------------------------|--------|
|                | Konfiguration      | Geometrie | Konstruktion | Dimensionsierungsparameter | Massen |
| Konzeptentwurf | +                  | +         | +            | +                          | +      |
| Vorentwurf I   | –                  | +/-       | +            | +                          | +      |
| Vorentwurf II  | –                  | –         | –            | +                          | +      |
| Detailentwurf  | –                  | –         | –            | +/-                        | +      |

+ = möglich, +/- = eingeschränkt möglich, – = nicht möglich

Tabelle 2.1: Entwurfsfreiheiten in den Entwurfsphasen

## 2.2 Parametrischer Entwurfsprozess

Um den Einfluss der Anforderungen aus der statischen Aeroelastik beim Strukturentwurf von großen Transportflugzeugflügeln zu untersuchen, wird ein parametrischer Entwurfsprozess zum Strukturentwurf von Flugzeugflügeln aufgebaut. Es soll eine umfassende Parametrisierung des Entwurfsprozesses entwickelt werden, bei dem eine möglichst konstruktionsnahe tragende Struktur für den Flügelkasten definiert werden kann. Möglichst alle im Entwurfsprozess eingesetzten Simulationsmodelle sollen parametrisiert werden.

Die tragende Konstruktion eines Flügelkastens ist in Abbildung 2.1a dargestellt, einen Ausschnitt des Flügelkastens des Airbus A330 mit versteiften Holmen, Rippen und der Deckhaut. In Abbildung 2.1b ist die Umsetzung einer solchen Struktur in ein Finite-Elemente Modell dargestellt. Bei der Dimensionierung der konstruktionsnahen strukturellen Modellierung des tragenden Flügelkastens sollen ferner die in der industriellen Praxis üblichen Restriktionen berücksichtigt werden [29], sofern diese im Rahmen der Aufgabenstellung der vorliegenden Arbeit relevant sind.

Weiterhin sollen im Entwurfsprozess auch die Lasten, die für die Dimensionierung benötigt werden, ermittelt werden. Da die Flügelgeometrie zumeist im sogenannten flight shape gegeben ist, also in der Geometrie, die sich beim 1g Reiseflug mit Reisezahzahl  $Ma_{Reise}$  und -höhe  $h_{Reise}$  bei mittlerer Massenkfiguration einstellt, ist die Bestimmung des sogenannten jig-shapes, also der Bauformgeometrie des Flügels zur zugehörigen dimensionierten Struktur, ein weiterer Schritt im Entwurfsprozess.

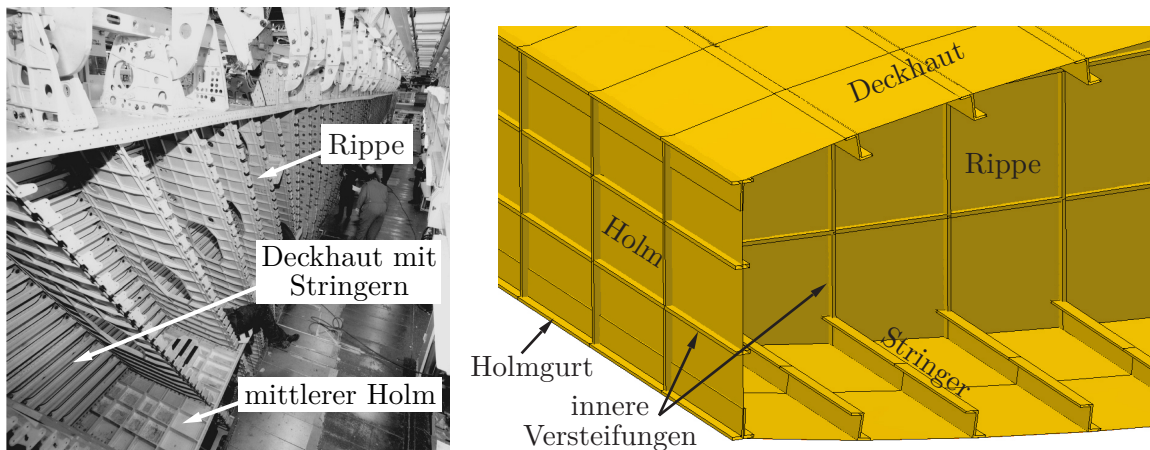


Abbildung 2.1: a) Zusammenbau Airbus A330 Flügel [149], b) Ausschnitt konstruktionsnahes FE-Modell mit Versteifungselementen

### 2.2.1 Grundlegende Prozessschritte

Die grundlegenden Prozessschritte des Entwurfsprozesses bestehen aus der parametrischen Modellierung der Flügelgeometrie, der Flügelkastenkonstruktion sowie der Simulations- und Optimierungsmodelle. Danach folgen die Lastanalyse, die Dimensionierung des Flügelkastens, der Aufbau des Massenmodells des Flügels und die Anpassung der Flügelgeometrie, um die jig-shape Geometrie zu erhalten. Nach der Ermittlung der neuen Flügelgeometrie werden die Simulationsmodelle und die Optimierungsmodelle neu aufgebaut und der Prozess erneut durchlaufen. Der rückgekoppelte Prozess ist beendet, wenn das Strukturgewicht des Flügels und die jig-shape Geometrie hinreichend konvergieren (siehe Abbildung 2.2).

### 2.2.2 Parametrische Modellbildung

Der erste Schritt besteht darin, alle Simulationsmodelle, die im Rahmen des Entwurfsprozesses eingesetzt werden, parametrisch aufzubauen. Der parametrische Ansatz wird gewählt, um Parametervariationen durchführen zu können, wie diese im Konzeptentwurf oder frühen Vorentwurf (Vorentwurf I) üblich sind. Im Folgenden sollen die verschiedenen Bereiche aus denen die Parameter stammen, aufgezeigt werden.

#### Allgemeine Flugzeugparameter

Die allgemeinen Flugzeugparameter umfassen die Fluggeschwindigkeit und die Flughöhe, in der das Flugzeug im Reiseflug fliegen soll, und die Masse, die zu transportieren ist (z.B. Anzahl der Passagiere und Zuladung). Diese Parameter werden vom Kunden eines Flugzeugs vorgegeben. Über gegebene geometrische Parameter wie z.B. Flügelpfeilung

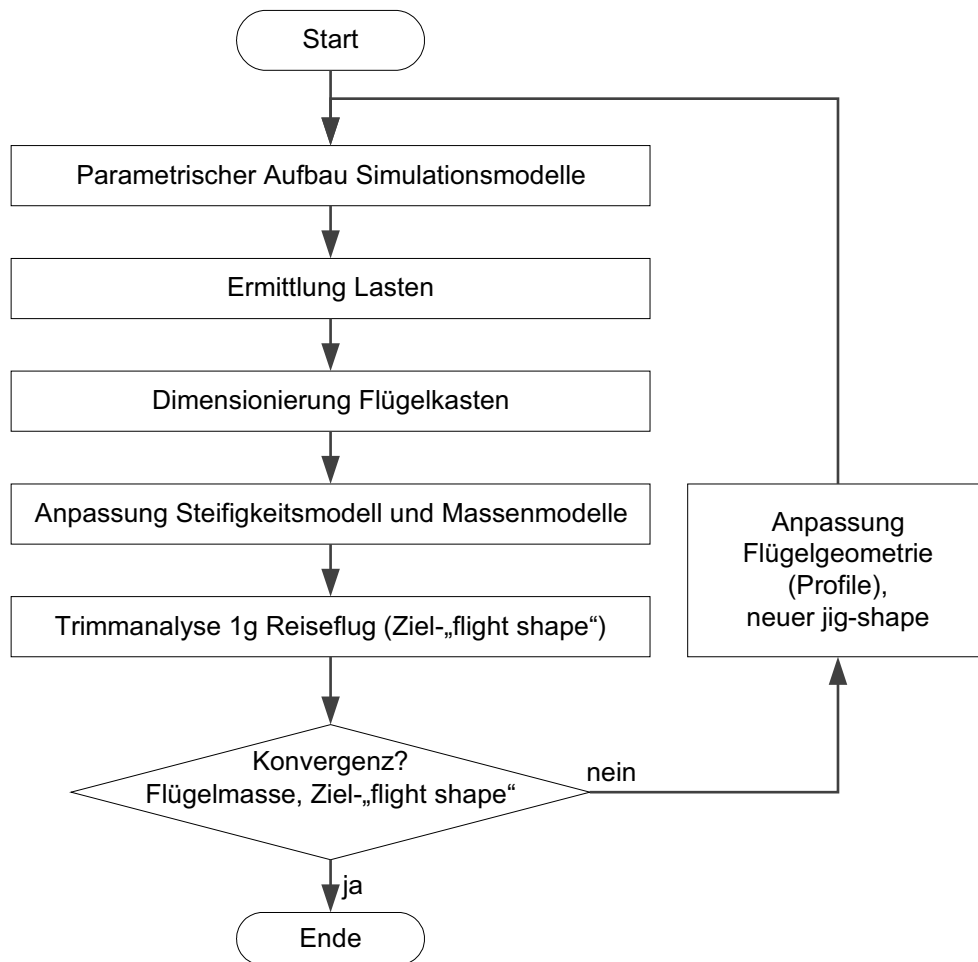


Abbildung 2.2: Grundlegende Schritte des Entwurfsprozesses

und Flügelfläche, lassen sich auch die Entwurfsgeschwindigkeiten abschätzen, wie die Bemessungsreisegeschwindigkeit  $V_C$  bzw. die Bemessungsreisemachzahl  $M_C$  und die Bahnneigungsfluggeschwindigkeit  $V_D$  bzw. die Bahnneigungsmachzahl  $M_D$ .

Mit diesen Fluggeschwindigkeiten können die  $V_C/M_C$  und die  $V_D/M_D$  Enveloppen und die Stabilitätsenveloppe aufgestellt werden. Die  $V_C/M_C$  und die  $V_D/M_D$  Enveloppen werden benötigt, um die Fluglastfälle zu definieren und die Stabilitätsenveloppe für die Definition der Restriktionen aus der Aeroelastik (Querruderwirksamkeit, Divergenz) bei der Dimensionierung. Weiterhin zählt auch der Kraftstoffbedarf zu den allgemeinen Flugzeugparametern. Da der Kraftstoff in der Regel im Flügelkasten untergebracht ist, spielt die Kraftstoffmasse und das Kraftstoffvolumen sowohl beim aerodynamischen Entwurf des Flügels z.B. bei der Profildicke, wie auch bei der Festlegung der Holmlagen eine Rolle.

### **Geometrieparameter**

Auf Basis der allgemeinen Flugzeugparameter wird das Konzept hinsichtlich der Anordnung der Baugruppen eines Flugzeugs festgelegt. Damit verbunden sind die Fragestellungen, ob die Flügel als Hochdecker oder Tiefdecker angebracht sind, ob das Leitwerk als normales Leitwerk oder als T-Leitwerk ausgeführt sein soll, ob die Pfeilung der Flügel positiv oder negativ ist oder ob die Triebwerke am Flügel oder als Hecktriebwerke am Rumpf angebracht werden sollen. Nach Festlegung der Konfigurationsgeometrie folgt in der Regel der detaillierte aerodynamische Entwurf der Flugzeuggeometrie. Daraus resultiert eine definierte Geometrie des Flugzeugs, die mit parametrischen Ansatzfunktionen bereitgestellt werden kann (z.B. im IGES-Format).

### **Konstruktionsparameter**

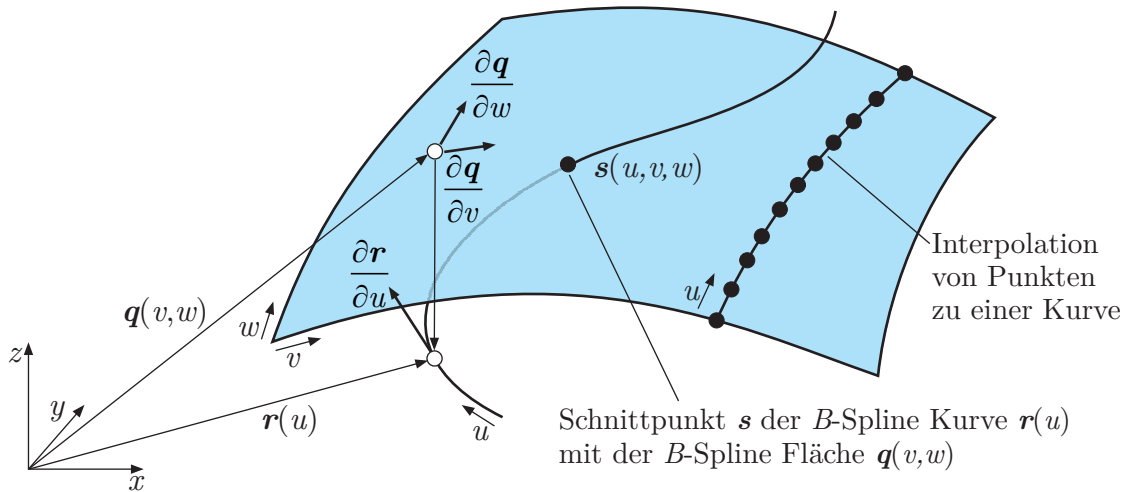
Die Konstruktionsparameter umfassen die Parameter, die zur Definition des Konstruktionskonzeptes des tragenden Flügelkastens benötigt werden. Das sind die Lage und Anzahl der Holme und die Definition der Rippen hinsichtlich ihrer Anzahl, Position und Ausrichtung. Hinzu kommen noch Stringer in der Deckhaut sowie weitere Versteifungselemente in den Holmen und Rippen. Unter den Konstruktionsparametern werden auch Parameter verstanden, die die Konstruktion der Vorderkanten und Hinterkantenstruktur beschreiben. So geht es beispielsweise um die Frage, in welcher Ausführung die Hochauftriebsklappen vorgesehen sind. Diese Festlegung wirkt sich auf die Ermittlung der Masse aus, die auf vorhandene Statistiken zurückgreift.

### **Simulationsmodellparameter**

Unter dem Begriff Simulationsmodell soll das vollständige Modell verstanden werden, das nötig ist, um eine Simulation ausführen zu können, so z.B. eine Trimmanalyse zur Ermittlung der Lasten. Die Simulationsmodelle bestehen bei der FE-Modellierung im Wesentlichen aus den Knoten und Elementen des Flügelkastens, die mit anderen Simulationsmodellkomponenten und weiteren analysespezifischen Definitionen zu einem kompletten Simulationsmodell zusammengefügt werden. Das Strukturmodell des Flügels setzt sich dabei aus dem tragenden Flügelkasten als dem Steifigkeitsmodell und dem Massenmodell zusammen. Das Massenmodell beinhaltet strukturelle und nicht-strukturelle Anteile.

Simulationsmodellparameter können auch FE-Modell Netzparameter sein wie die Anzahl der Elemente der Deckhaut zwischen zwei Rippen in spannweitischer Richtung oder die Anzahl der Elemente in Rippen- oder Holmhöhe. Weiter können Parameter des eingesetzten Materials Simulationsmodellparameter sein.



Abbildung 2.3: Parametrische Kurve  $r$  und Fläche  $q$  und deren Schnittpunkt  $s$ 

### 2.2.3 Konzept der parametrischen Geometriemodelle

Um konstruktionsnahe Strukturmodelle sowie die weiteren Elemente der Simulationsmodelle parametrisch aufzubauen, sollen parametrische Ansatzfunktionen und differentialgeometrische Konstruktionsmethoden aus dem Computer Aided Geometric Design (CAGD) herangezogen werden. Diese dienen dazu, in möglichst vielen Bereichen der parametrischen Modellierung geometrische Objekte zu definieren oder zu konstruieren. Dies umfasst die Geometrie des Flügels, die sich aus Profilschnitten zusammensetzt, ebenso wie den Flügelkasten, der aus Holmen, Rippen und den mit Stringern versteiften Deckhäuten aufgebaut ist.

Da die geometrischen Objekte als analytische Funktionen definiert sind, zumeist als B-Spline Kurven oder Flächen, können Methoden der Analysis (Ermittlung Funktionswerte, Ableitungen, Integration), aber auch differentialgeometrische Operationen angewendet werden. Diese beinhalten die Approximation oder Interpolation von Punkten sowie die Ermittlung der Schnittpunkte zwischen Kurven und Flächen. Insgesamt dienen die geometrischen Ansatzfunktionen und die differentialgeometrischen Konstruktionsmethoden dazu, FE-Knoten und Elemente oder weitere geometrieabhängige Komponenten der Simulationsmodelle zu definieren (z.B. Aerodynamikmodell, Koordinatensysteme, Kraftstoffmassenmodell). In Abbildung 2.3 sind beispielhaft eine parametrische Fläche  $q$  und eine parametrische Kurve  $r$  dargestellt, die einen gemeinsamen Schnittpunkt  $s$  haben. Darin sind ebenso geometrische Punkte abgebildet, die zu einer Kurve interpoliert werden.

### 2.2.4 Anforderungen an die Simulationsmodelle

Bei FE-Modellen ist zu beachten, dass die Elementgeometrien im Rahmen der Empfehlungen des Strukturanalyseprogramms liegen (z.B. MSC.Nastran). So gibt es für Viereckselemente Vorgaben hinsichtlich einiger geometrischer Parameter wie das Seitenverhältnis und die inneren Winkel. Bei Dreieckselementen sind ebenfalls die Winkel zu beachten. In [187] und [182] sind einige Testmöglichkeiten eines FE-Modells hinsichtlich seiner Eignung aufgezeigt. Ähnliches gilt für die aerodynamische Modellierung, also bei der Definition des Panelnetzes für die eingesetzte Doublet-Lattice Methode (DLM) von MSC.Nastran (siehe auch [148]). Da die Simulationsmodelle für Parametervariationen verwendet werden sollen, ist vorab zu prüfen, ob die Eignung der Simulationsmodelle auch im zu untersuchenden Parameterbereich gewährleistet ist.

### 2.2.5 Simulationsmodelle

Nachfolgend sollen die im Entwurfsprozess eingesetzten Simulationsmodelle erläutert werden. Der Begriff Simulationsmodell bezeichnet das vollständige Modell zur Durchführung einer Simulation oder Optimierung.

#### Trimmanalyse Abfangmanöver und Reiseflug

Mit der Trimmanalyse wird das statische aeroelastische Gleichgewicht für den Reiseflug, für Abfangmanöver oder zur Simulation des Rollmanövers ermittelt. Die Abfangmanöver werden bei der Lastanalyse verwendet, während mit der Simulation des 1g Reisefluges die statische Verformung des flight shapes berechnet wird. Diese wird auch dazu verwendet, die Bauformgeometrie des Flügels zu ermitteln. Das Rollmanöver wird zur Berechnung der Rollbeiwerte und damit der Wirksamkeit der Querruder simuliert.

Die Trimmanalyse wird mit einem Halbmodell ausgeführt, wobei strukturell nur der rechte Flügel modelliert ist. Hinzu kommt ein Triebwerk, wenn eines am Flügel angebracht ist. Die Verwendung von Halbmodellen ist bei MSC.Nastran möglich, solange entweder reine symmetrische oder reine antisymmetrische Manöver simuliert werden. Bei asymmetrischen Manövern wird ein Vollmodell benötigt. Das Strukturmodell wird über Interpolationselemente und zusammenfassende Massenpunkte auf die Lastreferenzachse kondensiert. Das Steifigkeits- und das Massenmodell sind voneinander unabhängig. Die Massenparameter des Rest-Halbflugzeuges (Masse, Trägheitsmoment) werden in einen Massenpunkt integriert, mit dem das Flügelkastenstrukturmodell über starre Elemente verbunden ist. Beim Massenmodell des Flügels ist noch die Betankungskonfiguration zu berücksichtigen, also der Füllstand der einzelnen Tanks, aus dem das Massenmodell für Kraftstoffkonfiguration aufgebaut werden kann. Die aerodynamische Modellierung besteht aus dem Aerodynamikmodell für den rechten Flügel und für das rechte Höhenleitwerk (siehe Abbildung 2.4).

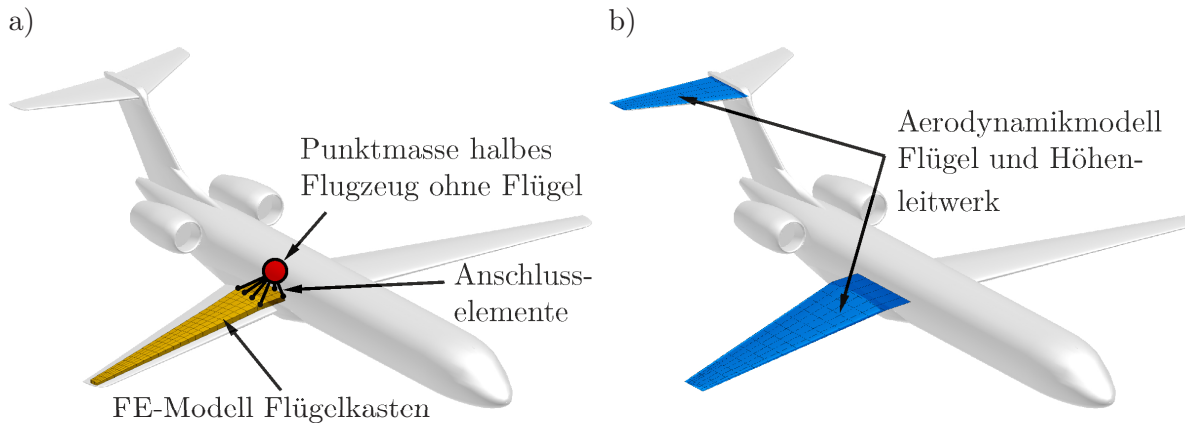


Abbildung 2.4: Simulationsmodelle für Trimmanalysen mit der iGREEN-Konfiguration, a) Strukturmodell und b) Aerodynamikmodell

### Massenanalyse

Da bei der Trimmanalyse die Massenmodellierung unabhängig von der Steifigkeitsmodellierung ist, sind die strukturellen und nicht-strukturellen Massen zu bestimmen. Für die strukturellen Massen sind Simulationsmodelle aufzubauen, mit denen abschnittsweise die Masse, die Trägheitsmomente und die Schwerpunktlage mit einem FE-Modell des Abschnittes ermittelt werden können. Die Massenmodelle für die Vorder- und Hinterkante werden in ähnlicher Weise aufgebaut, nur dass das Strukturmodell nicht wie beim Flügelkasten über Lasten dimensioniert ist. Die Massenverteilung ergibt sich aus vorgegebenen spezifischen Flächengewichten, die aus Statistiken entnommen sind. So gibt TORENBEEK [190] u.a. je nach Bauweise der Klappen entsprechende Werte an (z.B. single slotted, double slotted, double slotted Fowler etc.). Aus diesen werden Wanddicken für die Klappenstrukturmodelle ermittelt und für diese wiederum abschnittsweise die Massenparameter berechnet.

### Dimensionierung mit Strukturmechanikrestriktionen

Für die Dimensionierung der Flügelkastenstruktur mit Strukturmechanikrestriktionen werden sowohl analytisch-empirische Methoden wie auch Strukturoptimierungsmethoden mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen eingesetzt.

Für die analytisch-empirische Dimensionierungsmethode (siehe Unterkapitel 5.1) werden die maximalen Schnittlasten  $F_z$ ,  $M_x$  und  $M_y$  verwendet sowie Festigkeitskriterien (z.B. die zulässige Materialspannung) und vereinfachte Beulkriterien berücksichtigt.

Bei der Strukturoptimierungsmethode mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen (siehe Unterkapitel 5.2) stellt das Strukturgewicht die zu minimierende Zielfunktion  $f$  dar. Weiterhin werden strukturmechanische Restriktionen  $\mathbf{g}_S$  definiert, wie zulässige Materialspannungen. Lokales Beulen wird über die Restriktionen  $\mathbf{g}_B$  ebenfalls adressiert.

siert. So wird lokales Druckbeulen bei den Deckhäuten und lokales Schubbeulen bei den Holmstegen bzw. den Rippen über analytische Formeln erfasst. Die Beulfelder der Deckhaut werden durch zwei benachbarte Stringer und zwei aufeinander folgende Rippen definiert. Die Beulfelder der Holme und Rippen sind durch die inneren Versteifungselemente begrenzt. Mit Hilfe von analytischen Formeln werden die Beulsicherheit  $SF_{BD}$  für Druck und  $SF_{BS}$  für Schub ermittelt. Diese gehen in die entsprechende Formulierung der Restriktionen  $\mathbf{g}_{BD}$  bzw.  $\mathbf{g}_{BS}$  ein. Die Berechnungsgleichungen für die Beulsicherheit stammen aus dem Handbuch Struktur-Berechnung (HSB) [129], ein Kapitel des Luftfahrttechnischen Handbuchs (LTH) [127]. Bei der gradientenbasierten Optimierungsmethode werden Knotenlasten, die an der Lastreferenzachse angreifen, aus der vorausgegangen Lastanalyse verwendet.

### Dimensionierung mit Aeroelastik Restriktionen

Die Dimensionierung der Flügelkastenstruktur mit Restriktionen aus der Aeroelastik wird mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen durchgeführt. Als Restriktionen  $g_A$  und  $g_D$  werden ein definierter Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  und ein festgelegter Divergenzstaudruck  $q_D$  verwendet. Für den Beiwert  $C_{l,\delta_a}$  und für  $q_D$  werden bei der Restriktionsformulierung untere Schranken definiert, um innerhalb der Stabilitätsenveloppe ausreichende Querruderwirksamkeit zu erzielen und statische Divergenz zu vermeiden.

Für das dimensionierende Rollmanöver werden eine Massenkongfiguration (Flugzeugmasse, Zuladung, Betankung, Schwerpunktlage) und ein Flugpunkt (z.B. durch Machzahl und Höhe) für die Rollsimulation ausgewählt. Entsprechend den Zulassungsvorschriften (z.B. CS25, §25.629) ist ausreichende Rollwirksamkeit innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe nachzuweisen, also innerhalb der um 15% erweiterten  $V_D/M_D$ -Enveloppe. Weiterhin zeigt die industrielle Praxis, dass der Nachweis der Erfüllung der Rollwirksamkeitsanforderungen am Kniepunkt der Stabilitätsenveloppe (siehe Abbildung 2.5a) auf ausreichende Rolleigenschaften in der gesamten Stabilitätsenveloppe schließen lässt [29].

Da aber die Fluggeschwindigkeit an diesem Punkt in der Regel transsonisch ist oder sogar bei  $Ma=1.0$  liegt, ist der Einsatz der unkorrigierten DLM als Aerodynamikverfahren nicht mehr sinnvoll. Daher wird ein Konzept entwickelt, bei dem Flugpunkte im eindeutigen Unterschallbereich zur Ermittlung der Querruderwirksamkeit und damit zur Definition der Restriktion  $g_A$  für die Dimensionierung herangezogen werden können. Für drei Flugpunkte im Unterschall werden die Rollbeiwerte ermittelt (siehe  $C_1$ ,  $C_2$  und  $C_3$  in Abbildung 2.5a) und die Punkte mittels Polynomregression zur Definition der Funktion  $c$  verwendet (siehe Abbildung 2.5b). Damit ist  $c$  die Funktion des Rollbeiwertes  $C_{l,\delta_a}$  in Abhängigkeit des Staudruckes  $q$ . Die Funktion  $c$  wird in Richtung ansteigendem  $C_{l,\delta_a}$  soweit verschoben, bis die transformierte Funktion  $c^*$  die  $q$ -Achse am Staudruck  $q_K$  des sogenannten Kniepunktes der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe schneidet (siehe Kniepunkt in Abbildung 2.5a) und  $C_K$  in Abbildung 2.5b). An einem subsonischen Flugpunkt wird über den Staudruck  $q_g$  der Rollbeiwert  $C_g$  auf der transformierten Funktion

$c^*$  ermittelt. Dieser Wert wird als untere Schranke der Ruderwirksamkeitsrestriktion  $g_A$  definiert (siehe Abbildung 2.5b).

Das in der vorliegenden Arbeit entwickelte und umgesetzte Konzept greift eine in [165] skizzierte Vorgehensweise des Flugzeugherstellers Dornier auf. Eine nachvollziehbare und eindeutige Erläuterung zur Auswahl der Unterschallflugpunkte oder zur Aufstellung der Approximationsfunktionen  $c$  bzw.  $c^*$  ist in [165] nicht gegeben.

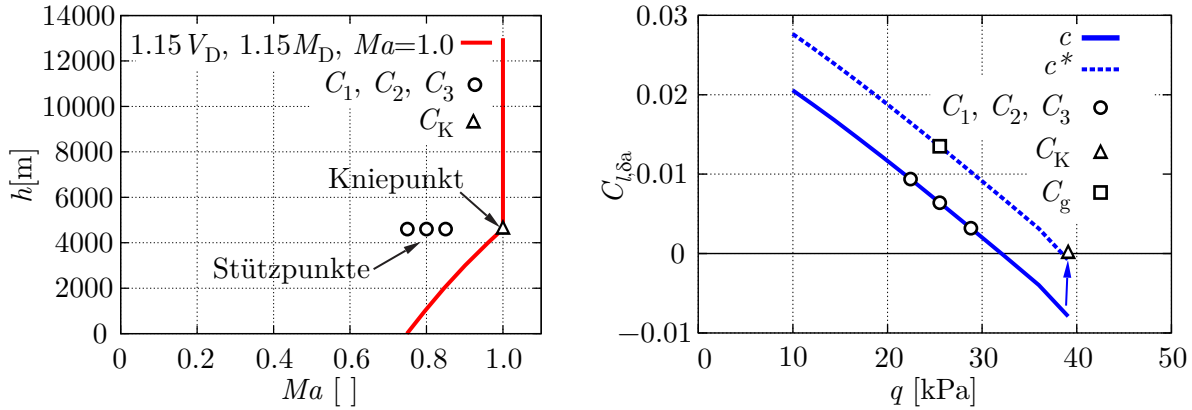


Abbildung 2.5: a) Stabilitätsenveloppe mit Kniepunkt und drei Stützpunkten, b) Approximierte Funktion  $c(q)$  des Rollbeiwertes  $C_{l,\delta_a}$  und die transformierte Funktion  $c^*(q)$  für die Restriktion  $g_A$

In ähnlicher Weise kann auch die Divergenz als Restriktion  $g_D$  definiert werden. Hierbei wird ein zulässiger Staudruck  $q_D$  für eine vorgegebene Machzahl als untere Schranke der Restriktion  $g_D$  definiert. Wie bei der Restriktion  $g_A$ , werden die Divergenzstaudrucke für drei Unterschallmachzahlen ermittelt. Mittels Polynomregression wird eine Funktion  $d_{q_D}(Ma)$  des Staudruckes  $q_D$  in Abhängigkeit der Machzahl  $Ma$  aufgestellt. Diese Funktion wird in  $q_D$ -Richtung verschoben, bis die neue Funktion  $d_{q_D}^*(Ma)$  durch den Punkt mit der Machzahl des Kniepunktes der Stabilitätsenveloppe verläuft. Schließlich wird für eine ausgewählte Unterschallmachzahl der Staudruck  $q_D$  über die Funktion  $d_{q_D}^*(Ma)$  ermittelt. Dieser Wert wird als untere Schranke der Restriktion  $g_D$  definiert.

Bei der Definition der Entwurfsvariablen  $\mathbf{x}$  wird die untere Schranke  $\mathbf{x}^u$  und der Startwert  $\mathbf{x}_0$  auf das Ergebnis der vorausgegangenen Dimensionierung mit den strukturellen Restriktionen gesetzt. Somit kann es bei dieser Dimensionierung nur zu lokalen Aufdickungen kommen, um die Restriktionen  $g_A$  und  $g_D$  zu erfüllen. Die Zielfunktion  $f$  ist weiterhin die Masse  $m_{FK}$  des Flügelkastens, die zu minimieren ist.

## Statische Analyse

Die statische Analyse dient dazu, die Spannungen in den Elementen und die Verformungen der Struktur infolge einer gewählten Belastung zu ermitteln und zu prüfen. Mit

dieser Analyse kann auch die Verteilung der Spannungen über den Flügelkasten untersucht werden. So können beispielsweise die Bereiche mit besonders hohen Spannungen ermittelt werden, die u.a. durch Anpassung der Flügelkastenkonstruktion dann eine verbesserte Spannungsverteilung aufweisen.

### **Dynamische Analyse**

Mit der dynamischen Analyse werden die Eigenformen mit den zugehörigen Frequenzen ermittelt. Im eigentlichen Entwurfsprozess wird die Eigenformanalyse nicht benötigt. Sie wird allerdings auch dazu eingesetzt, um die Korrektheit eines FE-Modells zu prüfen. Infolge des teilweise unabhängigen Aufbaus der geometrischen Flächen und der unabhängigen Vernetzung der Flächen zum FE-Modell, entstehen an den Grenzkurven Mehrfachknoten. Diese sind beim FE-Modell Aufbau zu erkennen und entsprechend auf einen FE-Knoten zu reduzieren. Es wird ein Grenzwert für ein FE-Modell vorgegeben, der den maximalen Abstand angibt unterhalb dessen FE-Knoten zu einem Knoten zusammenzufassen sind. Dieser Grenzwert ist so zu setzen, dass selbst bei einem detaillierten FE-Modell mit kleinen Elementen die Vernetzung noch fehlerfrei ist. Bei einer Eigenformanalyse für den Flügelkasten können Klaffungen im FE-Modell über lokale Schwingungsformen sichtbar gemacht werden. Diese zeigen, dass doppelte Knoten nicht gefunden wurden.

Weiterhin kann die Eigenformanalyse genutzt werden, um die Plausibilität des FE-Modells zu prüfen, indem Frequenzen und Eigenformen mit bekannten Daten anderer Flugzeugkonfigurationen verglichen werden.

### **2.2.6 Konzept der Simulationsmodellbausteine für parametrische Simulationsmodelle**

Für die in den vorherigen Abschnitten erläuterten Analysen werden unterschiedliche Simulationsmodelle benötigt, beispielsweise für die Lastanalyse oder für die Dimensionierung. Diese Modelle haben gemeinsame aber auch unterschiedliche Modellkomponenten. Ziel des in der vorliegenden Arbeit entwickelten Konzeptes der parametrischen Modellbildung ist es, die unterschiedlichen Simulationsmodelle über einen konsistenten Modellaufbauprozess zu erzeugen. Daher wird das sogenannte Konzept der Simulationsmodellbausteine entwickelt, bei dem im parametrischen Modellaufbau einzelne Simulationsmodellkomponenten parametrisiert werden. Diese werden im Entwurfsprozess zu vollständigen Simulationsmodellen „zusammengebaut“. In Abbildung 2.6 sind alle Simulationsmodellbausteine dargestellt.

Die Simulationsmodellbausteine sind Bestandteil des parametrischen Aufbaus der Simulationsmodelle. In Abbildung 2.7 ist das grundsätzliche Konzept des parametrischen Modellaufbaus dargestellt. Die Hauptsäulen dieses Konzeptes sind die Definition unterschiedlicher Parameter (linke Säule) und der Einsatz von Methoden des CAGD (rechte

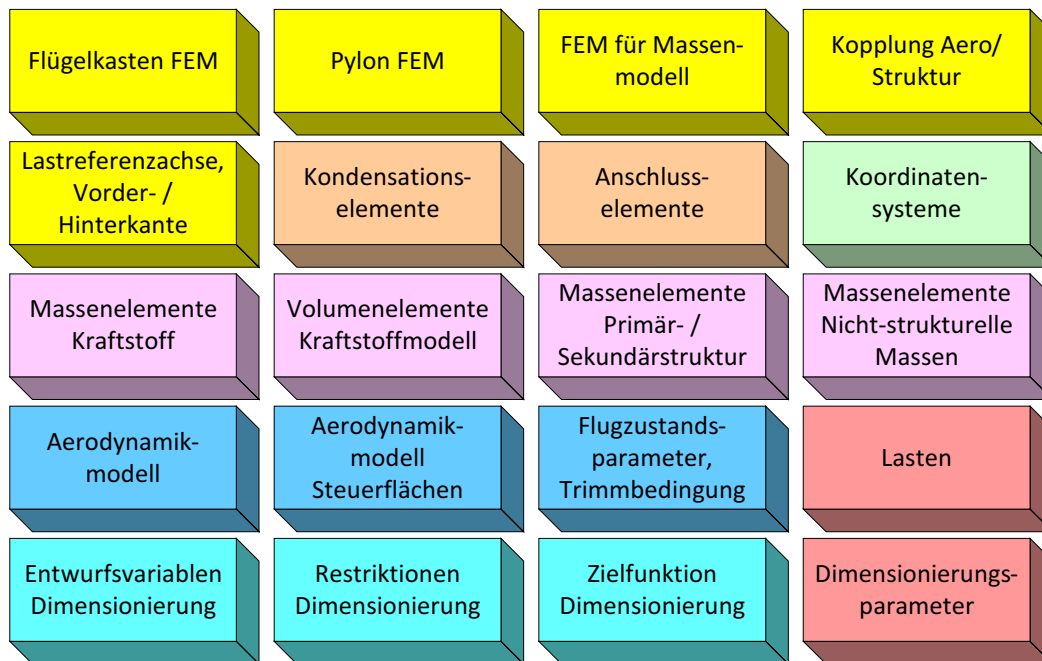


Abbildung 2.6: Übersicht Simulationsmodellbausteine

Säule). Letztere dienen dem Aufbau von Geometriemodellen, der Vorstufe zu den Simulationsmodellbausteinen. Diese wiederum sind die Basis für die eigentlichen vollständigen Simulationsmodelle. Ergebnisse aus Simulationen können auch wiederum Simulationsmodellbausteine sein, wie z.B. die Lasten aus der Lastanalyse oder die Ergebnisse der Dimensionierung.

Die Parameter umfassen allgemeine Parameter des Flugzeugs (z.B. Geometriedaten, Massen, Entwurfsgeschwindigkeiten etc.), Parameter, die das Konstruktionskonzept des Flügelkastens definieren (z.B. Anzahl, Lage und Ausrichtung von Holmen Rippen und Stringern) sowie spezifische Parameter zu den Simulationsmodellen. Das sind z.B. Vernetzungsparameter für den Aufbau des FE-Modells bzw. des Aerodynamikmodells oder Parameter zur Definition des Optimierungsmodells. Das Optimierungsmodell beinhaltet die Definition der Entwurfsvariablen, der Restriktionen und der Zielfunktion und wird für die Dimensionierung eingesetzt.

Die Methoden des CAGD werden verwendet, um die Geometriemodelle zur Repräsentation der äußeren Flügelgeometrie und des tragenden Flügelkastens aufzubauen. Weitere Geometriemodelle sind z.B. die Flügelplanform oder die Oberflächenebene des Kraftstoffs für die Kraftstoffmodellierung. Geometrieparameter werden u.a. zur Definition von Steuerflächen und von Koordinatensystemen verwendet. Letztere können bei der Festlegung der Drehachse von Steuerflächen oder beim Aufbau von Materialkoordinatensystemen zum Einsatz kommen.

Beispielhaft sollen nachfolgend drei ausgewählte Simulationsmodelle mit den jeweili-

gen Simulationsmodellbausteinen erläutert werden.

In Abbildung 2.8 sind die Bausteine für die Trimmanalyse dargestellt. Die Trimmanalyse wird als Lastanalyse und zur Simulation des 1g Reisefluges verwendet. Zusammen mit dem Flügelkasten, den FE für den Pylon, den Kondensationselementen, den Anschlusselementen, den Knoten und Elementen der Lastreferenzachse sowie dem Massenmodell, wird ein strukturdynamisches Modell aufgebaut. Das Massenmodell beinhaltet die Strukturmasse des Flügelkastens sowie die nicht-strukturellen Massen und die Sekundärmassen des Flügels. Ferner gehören dazu die Massen für den Kraftstoff und die Masse des halben Restflugzeuges. Dazu kommt das aerodynamische Modell für den rechten Flügel und das rechte Höhenleitwerk mit den benötigten Steuerflächen sowie den Flugzustandsparametern und den Trimmbedingungen (siehe auch Abbildung 2.4).

Das Simulationsmodell für die Dimensionierung des FE-Modells des tragenden Flügelkastens besteht aus den Knoten und Elementen des eigentlichen Flügelkastens, dem Pylon FE-Modell bei einem Flügel mit Triebwerk, den Anschlusselementen für den Flügel/Rumpf Übergang, den Knoten und Elementen der Lastreferenzachse, den Lasten sowie den Bausteinen, die das Optimierungsmodell definieren (siehe dazu auch Abbildung 2.9).

Für die statische Analyse werden nur das FE-Modell des Flügelkastens, ggf. das Pylon/Triebwerk FE-Modell, die Anschlusselemente des Flügel/Rumpf Übergangs, die Knoten und Elemente der Lastreferenzachse und die Lasten benötigt (siehe dazu auch Abbildung 2.10).

## 2.3 Grundgleichungen im Entwurfsprozesses

Nachfolgend werden der detaillierte Ablauf des Entwurfsprozesses und die dabei verwendeten mathematischen, differentialgeometrischen und physikalischen Grundgleichungen genannt und kurz erläutert. Eine ausführlichere Erläuterung der mathematischen und physikalischen Zusammenhänge findet sich in den Kapiteln 3 bis 5. Die verwendeten geometrischen Funktionen und differentialgeometrischen Konstruktionsmethoden werden in Kapitel 3 dargestellt und die Analyseverfahren in Kapitel 4. Der dreistufige Dimensionierungsprozess wird in Kapitel 5 erläutert.

Im ersten Schritt des Entwurfsprozesses werden die Simulationsmodellbausteine und schließlich die Simulationsmodelle aufgebaut. Zunächst werden mit Hilfe von differentialgeometrischen Konstruktionsmethoden parametrische Geometrieobjekte wie  $B$ -Spline Kurven und Flächen definiert. Dies stellt das Geometriemodell des Flügels und des darin befindlichen Flügelkastens dar. Das Flügelkastengeometriemodell ist die Basis für die Vernetzung hin zum FE-Modell des tragenden Flügelkastens. Die äußere Flügelgeometrie wird für die Definition des Aerodynamikmodells verwendet. Unter Einbeziehung weiterer Parameter werden mit weiteren Simulationsmodellbausteinen schließlich die vollständigen Simulationsmodelle aufgebaut. So werden beispielsweise ebenfalls die FE-Modelle für die Sekundärmassen und die Kraftstoffmassen aufgebaut und die Massenelemente



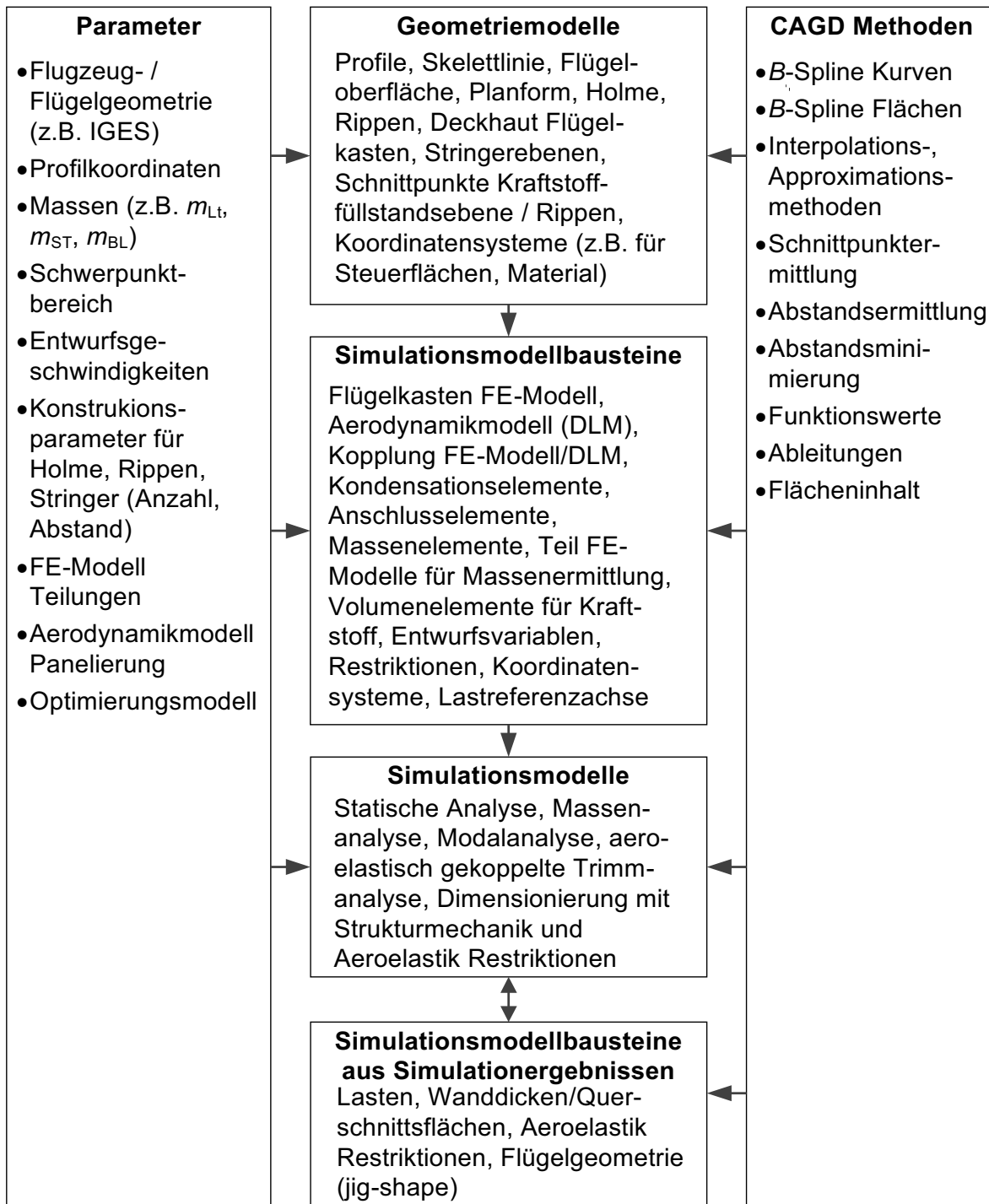


Abbildung 2.7: Übersicht Parametrisierungskonzept

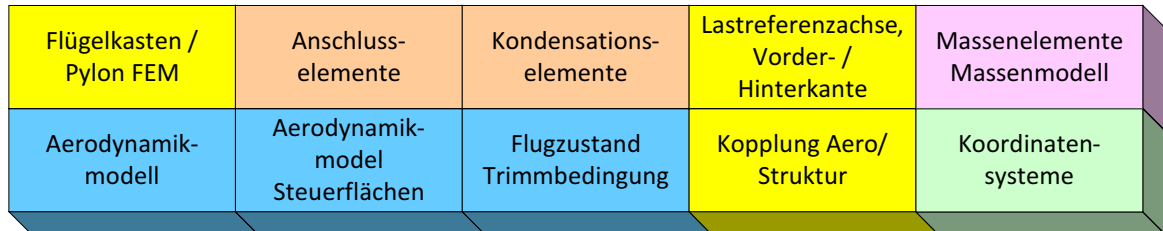


Abbildung 2.8: Zusammenbau Simulationsmodell Trimmanalyse

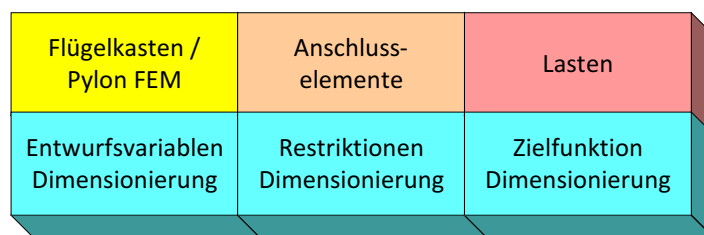


Abbildung 2.9: Zusammenbau Simulationsmodell Dimensionierung

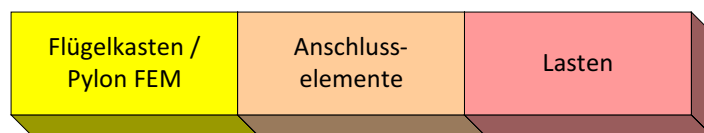


Abbildung 2.10: Zusammenbau Simulationsmodell statische Analyse

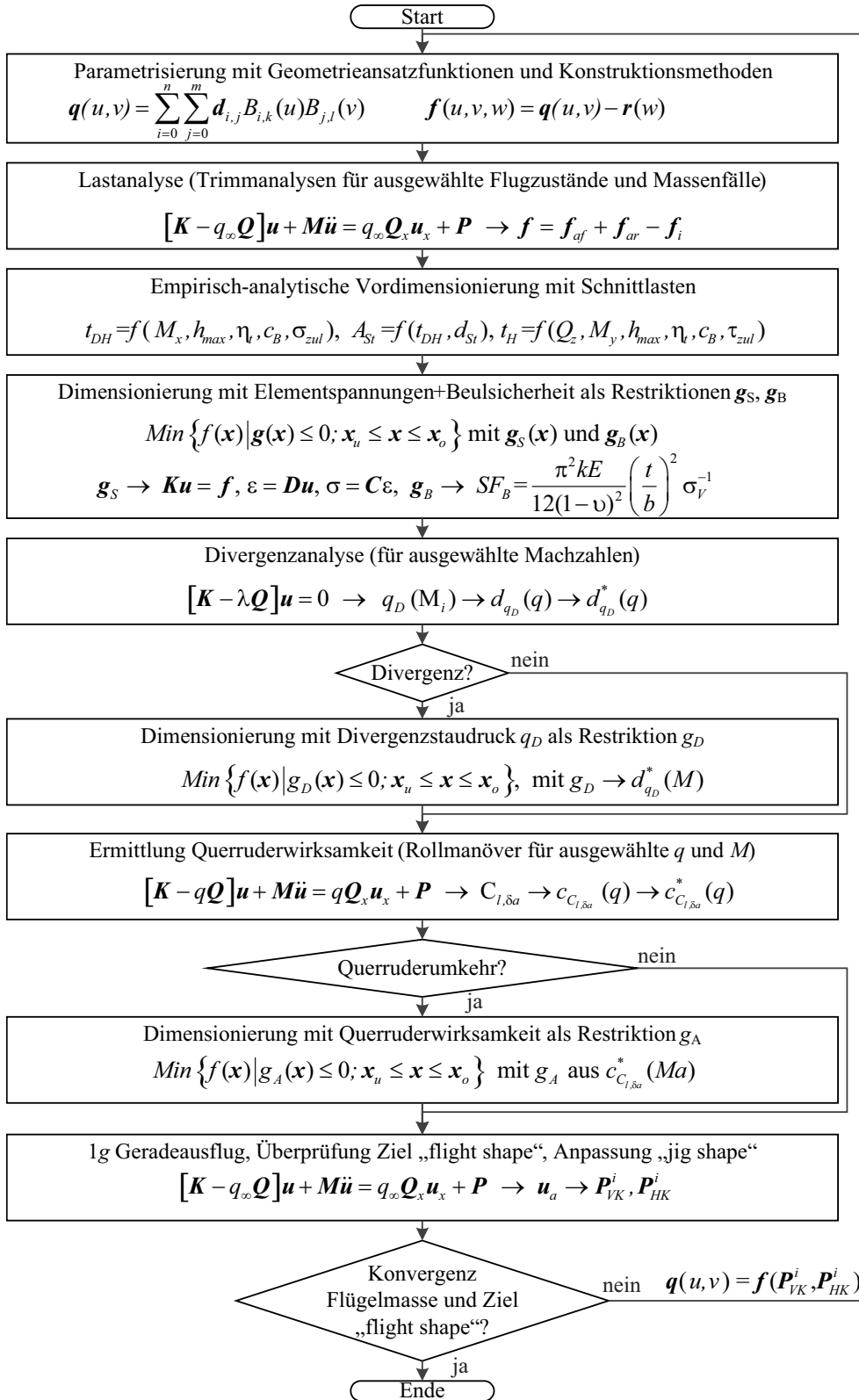


Abbildung 2.11: Detaillierter Entwurfsprozess mit den grundlegenden differentialgeometrischen, mathematischen und physikalischen Grundgleichungen

ermittelt.

Zur Lastanalyse werden die aeroelastischen Bewegungsgleichungen aufgestellt und für ausgewählte Massenkfigurationen sowie Flugzustandsgrößen und Trimmbedingungen die Lasten ermittelt. Diese bestehen aus den aerodynamischen Lasten des starren Flügels  $\mathbf{f}_{ar}$ , dem flexiblen Anteil  $\mathbf{f}_{af}$  aus der elastischen Verformung der Struktur sowie den inertialen Kräften  $\mathbf{f}_i$  aufgrund der Massen. Als Flugzustände werden quasi-stationäre symmetrische Manöver mit dem Ausschlagwinkel  $\delta$  des Höhenleitwerks sowie dem Anstellwinkel  $\alpha$  des Flugzeugs als freie Trimmvariablen definiert. Die Beschleunigung in  $z$ -Richtung ist wie die Nickgeschwindigkeit  $\dot{\theta}$  vorgegeben, um bei den Lastanalysen das Abfliegen eines Abfangbogens zu simulieren. Der Flugpunkt wird über die Machzahl  $Ma$  und der Höhe  $h$  definiert. Die Gesamtlasten werden an den Lastreferenzachsenknoten, am Triebwerksknoten und am Knoten für das halbe Restflugzeug (siehe u.a. Abbildung 2.4) ermittelt. Aus den einzelnen Lasten an den Knoten der Lastreferenzachse und des Triebwerksknotens werden zusätzlich die Schnittlasten  $F_z$ ,  $M_x$  und  $M_y$  berechnet, die für den ersten Dimensionierungsschritt benötigt werden.

Der erste Dimensionierungsschritt basiert auf empirisch-analytischen Formeln mit den gegebenen geometrischen Parametern des Flügelkastenquerschnitts an einem ausgewählten Schnitt, den zulässigen Spannungen sowie den maximalen Schnittlasten für  $F_z$ ,  $M_x$  und  $M_y$ . Diese erste Dimensionierung dient als Startentwurf für die anschließende Dimensionierung, bei der Methoden der Strukturoptimierung mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen eingesetzt werden. Außerdem werden in der ersten Dimensionierungsstufe die Querschnittsparameter der Stringer, der Holmgurte und der inneren Versteifungen ermittelt.

Im zweiten Dimensionierungsschritt wird eine Optimierungsaufgabe definiert, mit den Wanddicken ausgewählter Bereiche des Flügelkastens als Entwurfsvariablenvektor  $\mathbf{x}$ , einer zu minimierenden Zielfunktion  $f$ , die Strukturmasse  $m_{FK}$  des tragenden Flügelkastens, und den Restriktionen  $\mathbf{g}$ , den Nebenbedingungen der Optimierungsaufgabe. Die Restriktionen setzen sich zusammen aus den Restriktionen  $\mathbf{g}_S$  der zulässigen Materialspannungen der Schalelemente und  $\mathbf{g}_{BD}$  bzw.  $\mathbf{g}_{BS}$  die Beulsicherheiten  $SF_{BD}$  für druckbeanspruchte und  $SF_{BS}$  für schubbeanspruchte Beulfelder. Bei den Beulrestriktionen kommen für ausgewählte Beulfälle analytische Formeln zum Einsatz, wie sie u.a. im Handbuch Strukturberechnung (HSB) dargestellt werden, einem Abschnitt des Luftfahrttechnischen Handbuches [127].

Es folgt die Divergenzanalyse für ausgewählte Machzahlen, um so die Divergenzgrenze zu ermitteln. Diese muss entsprechend der Zulassungsvorschriften außerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenvelope liegen. Es werden ferner mit den Analyseergebnissen die Approximationspolynome  $d_{qD}$  bzw.  $d_{qD}^*$  ermittelt, die bei der Restriktionsformulierung verwendet werden.

Bei Auftreten von Divergenz innerhalb der Stabilitätsenvelope wird eine Strukturoptimierung durchgeführt, bei der die Wanddicken aus der vorausgegangenen Optimierung als untere Schranke definiert werden. Die Entwurfsvariablen  $\mathbf{x}$  und die Zielfunktion  $f$  entsprechen denen aus der Dimensionierung mit Spannungs- und Beulrestriktionen.

Die einzige Restriktion dieser Optimierung ist  $g_D$  mit dem ausgewählten Staudruck  $q_D$  für eine Unterschallmachzahl aus dem Approximationspolynom  $d^*(q)$ . Diese ist die untere Schranke von  $g_D$ . So soll gewährleistet werden, dass am sogenannten Kniepunkt der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe Divergenzfreiheit erzielt wird. Liegt in diesem Flugpunkt keine Divergenz vor, wird angenommen, dass die gesamte Stabilitätsenveloppe divergenzfrei ist.

Nach dieser Optimierung wird die Querruderwirksamkeit  $\varepsilon_{eff}$  untersucht. Es werden Rollmanöver für ausgewählte Flugpunkte und eine mittlere Massenkonfiguration im Unterschall durchgeführt. Mit den berechneten Rollbeiwerten  $C_{l,\delta_a}$  infolge des Querruderausschlages  $\delta_A$  wird die Polynomfunktion  $c_{C_{l,\delta_a}}(q)$  mittels Polynomregression ermittelt. Über den Nulldurchgang von  $c_{C_{l,\delta_a}}$  wird festgestellt, ob im Kniepunkt der Stabilitätsenveloppe ausreichende Querruderwirksamkeit vorhanden ist. Ist dies nicht der Fall, wird eine weitere Dimensionierung durchgeführt.

Für die Dimensionierung mit der Querruderwirksamkeit als Restriktion  $g_A$  wird wie im Abschnitt „Dimensionierung mit Aeroelastik Restriktionen“ erläutert, zunächst die Polynomfunktion  $c_{C_{l,\delta_a}}^*(q)$  durch Transformation von  $c_{C_{l,\delta_a}}(q)$  definiert. Für diese wird ein Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  für einen Staudruck im Unterschall ermittelt. Dieser Wert wird als untere Schranke der Restriktion  $g_A$  bei gegebener Mach-Zahl und Staudruck definiert. Die Einhaltung dieser Restriktionsbedingung soll gewährleisten, dass ebenso ausreichende Ruderwirksamkeit im Kniepunkt der Stabilitätsenveloppe vorhanden ist. Wie bei der Divergenz wird wiederum angenommen, dass bei ausreichender Querruderwirksamkeit im Kniepunkt der Stabilitätsenveloppe innerhalb der gesamten Stabilitätsenveloppe keine Ruderumkehr auftritt.

Nach Ablauf aller Dimensionierungsschritte wird in dem Fall, dass es sich bei der Ausgangsgeometrie um den Ziel flight shape handelt, eine 1g stationäre, symmetrische Trimmanalyse für einen ausgewählten Flugpunkt und einer mittleren Massenkonfiguration durchgeführt. Dies geschieht, um aus der sich einstellenden flight shape Geometrie und dem Vergleich mit dem Ziel flight shape iterativ auf die Bauformgeometrie (jig shape) zurückzurechnen. In gleicher Weise, wie bei der Lastanalyse, wird die aeroelastische Bewegungsgleichung aufgestellt und für die vorgegebenen Parameter Machzahl  $Ma$ , Höhe  $h$  und 1g Beschleunigung in  $z$ -Richtung gelöst. Der Anstellwinkel des Flugzeugs und der Anstellwinkel des Höhenleitwerks sind die freien Trimmvariablen. Da es sich um einen Geradeausflug handelt, ist die Nickgeschwindigkeit  $\dot{\theta}$  zu Null gesetzt.

Aus den Verformungen der Vorder- und Hinterkantenpunkte werden die Verformungen  $\mathbf{u}_a$  der Profile interpoliert. Dies führt zu neuen Vorder- und Hinterkantenpunkten  $\mathbf{P}_{VK}^i$  bzw.  $\mathbf{P}_{HK}^i$  der Profilschnitte. Über die Differenz zwischen den Vorder- und Hinterkantenpunkten der Ausgangsgeometrie und des ermittelten flight shapes werden die neuen Vorder- und Hinterkantenpunkte  $\mathbf{P}_{VK}^{i,neu}$  bzw.  $\mathbf{P}_{HK}^{i,neu}$  der Profile ermittelt.

Der gesamte Prozess wird so lange wiederholt, bis das Gewicht des dimensionierten Flügels und der 1g flight shape aus der vorausgegangenen Simulation des Reisefluges, konvergieren. Dazu wird ein maximaler Wert für die relative Änderung des optimierten

Flügelgewichtes und der  $z$ -Verschiebung der Vorder- bzw. Hinterkantenpunkte  $\mathbf{P}_{VK}^i$  bzw.  $\mathbf{P}_{HK}^i$  des Profils  $i$  gegenüber den Verschiebungen aus dem vorherigen Durchlauf des Prozesses als Abbruchkriterien definiert. Sind die jeweiligen relativen Änderungen der Flügelkastenmasse  $\Delta m_{FK}$  und der Verformungen  $\Delta \mathbf{u}_a$  kleiner als ein vorgegebener Wert, ist der Entwurfsprozess konvergiert. Ansonsten wird der Entwurfsprozess mit der aktualisierten Flügelgeometrie erneut durchlaufen.

# 3 Parametrische Geometriemodellierung und Aufbau Simulationsmodellbausteine

Der erste Schritt, bei dem im vorherigen Kapitel vorgestellten parametrischen Entwurfsprozess, besteht aus dem Aufbau von verschiedensten Simulationsmodellbausteinen entsprechend dem in Kapitel 2 dargelegten Konzept. Dies ist u.a. das FE-Modell für den Flügelkasten und das Aerodynamikmodell für die Trimmanalysen. Für die Dimensionierung, die in den Dimensionierungsstufen 2 und 3 auch als mathematische Optimierungsaufgabe formuliert wird, kommt das Optimierungsmodell hinzu, also die Definition der Zielfunktion, der Entwurfsvariablen und der Restriktionen. Weitere Bausteine sind das Strukturmodell des Triebwerks und des Pylons, sowie Kondensationselemente und Anschlusselemente. Schließlich sind es auch die Massenmodelle für die tragende Flügelkastenstruktur, sonstiger struktureller und nicht-struktureller Komponenten und für den Kraftstoff.

Zum Aufbau der Simulationsmodellbausteine werden in der vorliegenden Arbeit parametrische analytische Ansatzfunktionen als  $B$ -Splines für Kurven und Flächen verwendet. Diese definieren sowohl die äußere Geometrie des Flügels als auch die Baugruppen des tragenden Flügelkastens. Ferner werden sie auch beim Aufbau des Geometriemodells als zusätzliche Hilfsgeometrien verwendet (z.B.  $B$ -Spline Fläche für die Kraftstoffebene). Ein in der Arbeit entwickelter Prozess ermöglicht so einen konstruktionsnahen Aufbau des tragenden Flügelkastens, der aus Holmen, Rippen, Stringern und Deckhäuten besteht.

Bei diesem Prozess werden neben den  $B$ -Splines differentialgeometrische Konstruktionsmethoden des Computer Aided Geometric Design (CAGD) verwendet. Für die in der Arbeit eingesetzten Geometriefunktionen bzw. differentialgeometrischen Konstruktionsmethoden wird im Wesentlichen die als „free and open source“ verfügbare Fortran77 Geometriebibliothek DT\_NURBS verwendet [5], [157]. Der Ablauf des Prozesses zum Aufbau der einzelnen Simulationsmodellbausteine wird in diesem Kapitel hauptsächlich anhand des Flügels der iGREEN-Konfiguration dargestellt.

## 3.1 Anforderungen und Konzept

Das Ziel der Arbeit, die Untersuchung zur Auswirkung der statischen aeroelastischen Anforderungen auf den Strukturentwurf von Flugzeugflügeln, die insbesondere im Rahmen von weitreichenden Parameterstudien durchgeführt werden soll, hat zu dem in Kapitel 2 erläuterten parametrischen Entwurfsprozess geführt. Parametrisch sind dabei im speziellen die dort schon genannten Simulationsmodellbausteine.

Beispielhaft sollen die Anforderungen am **Simulationsmodellbaustein FE-Modell Flügelkasten** erläutert werden. Das FE-Modell des Flügelkastens soll die wesentlichen Baugruppen, wie Deckhäute, Holme, Rippen, Stringer, Holmgurte und innere Versteifungen der Holme und Rippen beinhalten. Weiterhin soll ein Konstruktionskonzept beim Aufbau des Strukturmodells berücksichtigt werden, das sich an realen Flügelkastenkonstruktionen orientiert. Damit ist gemeint, dass Baugruppen des Flügelkastens geometrisch abhängig zu anderen Baugruppen oder der Flügelgeometrie platziert bzw. orientiert werden. So ist in der Praxis ein Großteil der Rippen, die zwischen den Holmen liegen, in einem bestimmten Winkel zu einem der Holme orientiert. Die Holme selbst haben einen relativen oder absoluten Abstand zur Vorder- oder Hinterkante des Flügels. Mit der Parametrisierung des Konstruktionskonzeptes des tragenden Flügelkastens sollen auch nach umfassenden Parameteränderungen verwendbare Simulationsmodellbausteine und daraus die vollständigen Simulationsmodelle aufgebaut werden können.

**Parametervariationen** im Rahmen von Parameterstudien können aus dem Bereich der äußeren Geometrie kommen, wie die Flügelpfeilung, die Streckung, die Flügelverwindung oder die Profilierung. Weitere Bereiche für Parametervariationen betreffen die Definition der Position und Größe von Steuerflächen und die Konstruktion des tragenden Flügelkastens, also die Anzahl, Position und Ausrichtung von Holmen, Rippen und Stringern. Zu berücksichtigen ist dabei, dass Konstruktionsparameter eine Rückwirkung auf das aerodynamische Modell haben können. So ist Querruderposition in Flügeltiefenrichtung abhängig von der Lage des hinteren Holms.

Die Ansatzfunktionen des Geometriemodells sollen **B-Spline Funktionen** sein, um Kurven und Flächen zu repräsentieren. B-Splines sind insbesondere geeignet, da sie im Vergleich zu anderen Polynomsplines bei der Approximation von Punkten zu einem glatteren Kurvenverlauf führen. Weiterhin können die differentialgeometrischen Eigenschaften der analytisch definierten Funktionen insbesondere zur Ermittlung von Funktions- und Ableitungswerten verwendet werden.

Das in der vorliegenden Arbeit entwickelte Konzept besteht darin, dass ein umfassendes **Geometriemodell** des Flugzeugflügels und der tragenden Struktur sukzessive aufgebaut wird, um damit die geometrieabhängigen Größen der Simulationsmodelle und des Optimierungsmodells zu ermitteln.

Der Aufbau des Geometriemodells ist ein Prozess, der sich an der Vorgehensweise beim Entwurf eines Flügels und des darin befindlichen tragenden Flügelkastens orientiert. Dieser wird u.a. in [125] skizziert. In einem entsprechenden Konstruktionsablauf



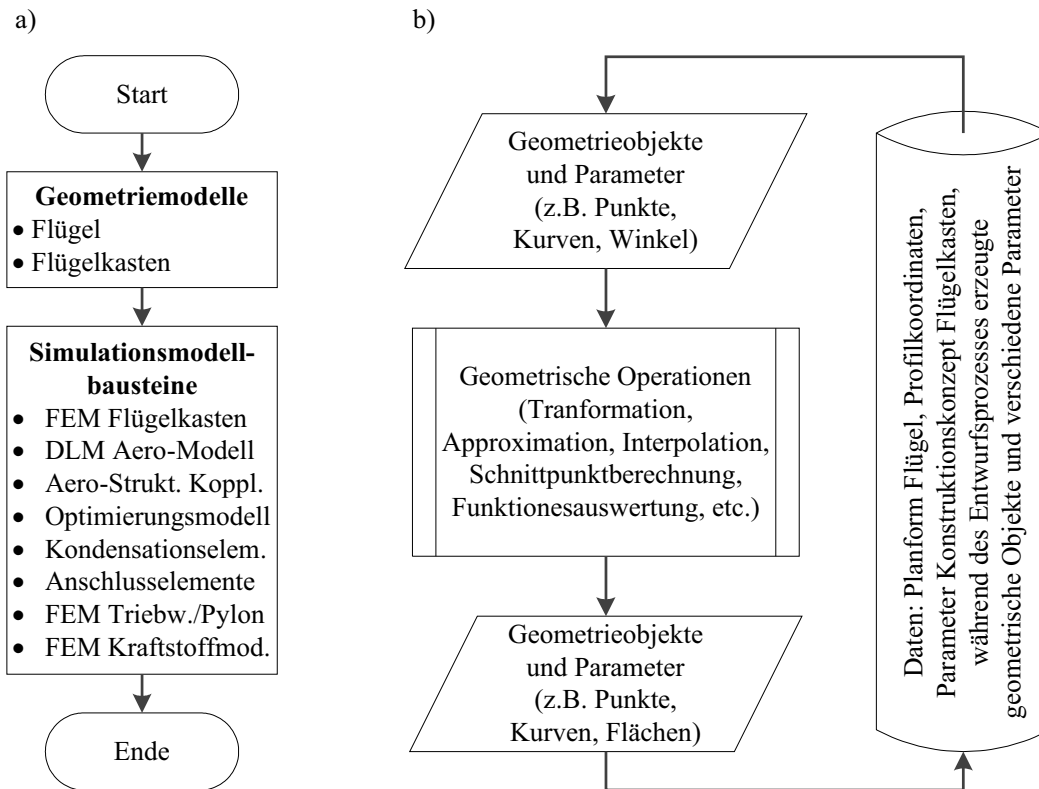


Abbildung 3.1: Konzept des Geometrieentwurfsprozesses: a) globaler Ablauf, b) prinzipieller Einzelschritt im Geometrieentwurfsprozess

wird zunächst die äußere Flügelgeometrie über die Planform und die Lage charakteristischer Profilschnitte definiert. Daraus ergibt sich der Bauraum im Inneren des Flügels, der für die tragende Struktur genutzt werden kann. Darin werden zunächst die Positionen des vorderen und des hinteren Holms definiert, meist in prozentualen Abständen zur Vorder- bzw. Hinterkante. Danach folgt die Bestimmung der Position und der Ausrichtung von Rippen zwischen den Holmen. Ferner werden Stringer als Versteifungen auf der Ober- und Unterseite des Flügelkastens über eine vorgegebene Richtung und einen Abstand (engl. stringer pitch) untereinander festgelegt. Damit ist die Konstruktion des tragenden Flügelkastens definiert. Zur Modellierung der Kraftstoffverteilung werden die Schnittlinien der Kraftstoffebene mit den Rippenflächen ermittelt, um so das Kraftstoffvolumen insgesamt und das der Tankabschnitte zwischen zwei Rippen zu bestimmen.

Die geometrieabhängigen Größen der Simulationsmodellbausteine werden aus dem Geometriemodell des Flügels und des Flügelkastens gewonnen. Für die Finiten Elemente (FE) sind das die Knoten und deren Zuordnung zu den Elementen. Bei der aerodynamischen Modellierung sind das in Abhängigkeit des Verfahrens diskrete Koordinaten der

aerodynamischen Oberfläche und weitere Parameter, die bei der aerodynamischen Modellbildung aus dem Geometriemodell ermittelt werden können (z.B. Anstellwinkel der aerodynamischen Boxen über die Sehne oder Wölblinie). Ferner werden nach Aufbau der Knoten und der Elemente daraus die Knoten für das Kopplungsmodell zwischen Aerodynamik und Struktur definiert, das Optimierungsmodell, die Kondensationselemente, die Anschlusselemente und, wenn vorhanden, die Modellierung von Triebwerk und Pylon. Der prinzipielle Ablauf des Prozesses zum Aufbau der Simulationsmodellbausteine ist in Abbildung 3.1a dargestellt.

Der Aufbauprozess selber besteht darin, sukzessive **geometrische Objekte**, wie Punkte, Kurven und Flächen zu konstruieren, die u.a. die Flügelgeometrie, die Geometrie des Flügelkastens oder die Oberfläche des Kraftstoffs repräsentieren.

Des Weiteren werden **differentialgeometrische Konstruktions- und Transformationsmethoden** in diesem Prozess angewandt. Diese umfassen Koordinatentransformationen, die Approximation bzw. Interpolation von Punkten zu Kurven, die Interpolation von Kurven zu Flächen, die Schnittpunktermittlung aus der Verschneidung von Kurven mit Flächen und die Ermittlung von Funktions- und Ableitungswerten aus den Kurven- und Flächenfunktionen. Abbildung 3.1b zeigt das grundsätzliche Konzept zum Aufbau eines neuen geometrischen Objektes. Es besteht darin, über bereits vorhandene geometrische Objekte und weitere Parameter, die in einer Art **Parameterdatenbank** verfügbar sind, neue geometrische Objekte zu konstruieren und diese dann wieder in der Datenbank abzuspeichern. Ein geometrisches Objekt ist über die Parameter bzw. die Ansatzfunktionskoeffizienten der jeweiligen Kurven- und Flächenfunktion definiert.

## 3.2 Parametrische Geometriefunktionen und differentialgeometrische Operationen

### 3.2.1 Parameterdarstellung

Die Geometrie eines Flugzeugflügels oder der Baugruppen des tragenden Flügelkastens kann über einer Vielzahl von analytischen Funktionen als Kurven und Flächen dargestellt werden. Die mathematische Beschreibung dieser sogenannten geometrischen Objekte mit analytischen Funktionen kann dabei grundsätzlich auf unterschiedliche Art und Weise vorgenommen werden. So lassen sich Kurven und Flächen in den folgenden Formen definieren [123]:

1. Explizite Form  $z = f(x, y)$
2. Implizite Form  $F(x, y, z) = 0$
3. Parameterdarstellung  $z = z(u, v) \quad y = y(u, v) \quad x = x(u, v)$

Nachteil der expliziten Form ist, dass es nur einen Wert  $z$  für die gegebenen Werte  $x$  und  $y$  gibt. Die implizite Form ist ebenfalls nicht geeignet, weil bei der Berechnung jeden

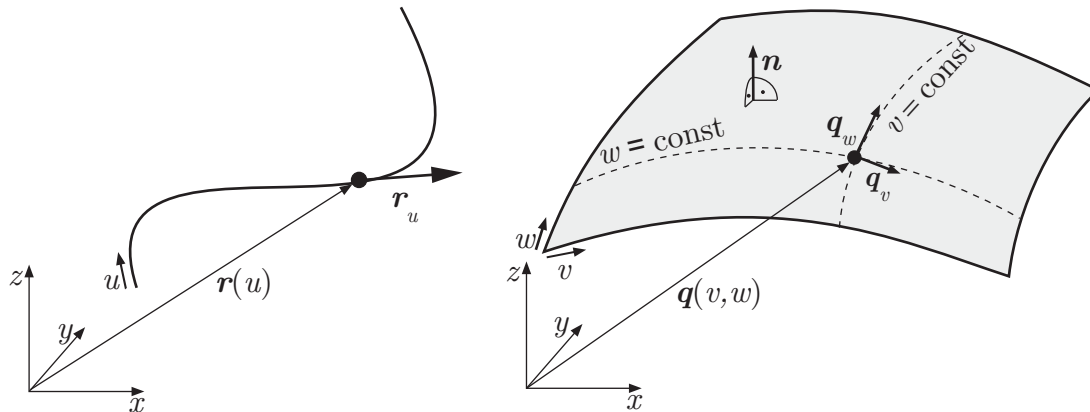


Abbildung 3.2: Parametrische Kurve und Fläche mit Richtungsableitungen und Normalenvektor

Punktes eine nichtlineare Gleichung gelöst werden muss. Weiterhin sind die explizite und die implizite Formulierung abhängig vom verwendeten Koordinatensystem.

Dagegen ist bei der Parameterdarstellung die Berechnung von Punkten auf einer Kurve oder einer Fläche einfach. Die parametrische Darstellung eignet sich auch deswegen, weil differentialgeometrische Konstruktionsmethoden (z.B. zur Schnittpunktberechnung) beim Aufbau des komplexen Geometriemodells für einen Flügel und des darin befindlichen Flügelkastens genutzt werden können.

Im Gegensatz zur kontinuierlichen Definition, gibt es auch die Möglichkeit Geometrien durch entsprechend große Anzahlen von Quadraten (Pixel) oder Würfeln (Voxel) darzustellen. Für eine exakte Beschreibung gekrümmter Kurven und Flächen ist ein voxel-orientierter Ansatz allerdings nicht ausreichend. Technische Anwendungen erfordern eine kontinuierliche Beschreibung.

Weiterhin sind analytisch definierte parametrische Ansatzfunktionen unabhängig vom verwendeten Koordinatensystem und können zur Ermittlung von Punkten, wie z.B. Knoten des FE-Modells, oder Ableitungen, wie z.B. der lokale Anstellwinkel einer aerodynamischen Box innerhalb des Aerodynamikmodells, verwendet werden.

Somit ist ein Punkt  $\mathbf{r}$  auf einer parametrischen Kurve im Raum wie folgt definiert:

$$\mathbf{r} = [x(u), y(u), z(u)]. \quad (3.1)$$

Ein Punkt  $\mathbf{q}$  auf einer Fläche lässt sich über den Vektor

$$\mathbf{q} = [x(v, w), y(v, w), z(v, w)] \quad (3.2)$$

darstellen.

Bei parametrischen Kurven ist die Richtungsableitung  $\mathbf{r}_u$  der Tangentenvektor. Bei Flächen spannen die Vektoren  $\mathbf{q}_v$  und  $\mathbf{q}_w$  der partiellen Ableitungen die Tangentialebene auf (siehe Abbildung 3.2).

Der Normalenvektor  $\mathbf{n}$  einer parametrischen Fläche  $\mathbf{q}$  zu den Parameterkoordinaten  $v$  und  $w$  kann mithilfe des Kreuzproduktes und der ersten Ableitungen von  $\mathbf{q}$  ermittelt werden. In normierter Form ergibt sich für den Normalenvektor  $\mathbf{n}$ :

$$\mathbf{n} = \frac{\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial v} \times \frac{\partial \mathbf{q}}{\partial w}}{\left\| \frac{\partial \mathbf{q}}{\partial v} \times \frac{\partial \mathbf{q}}{\partial w} \right\|} \quad (3.3)$$

Die Klasse der einfachsten Funktionen ist die der Polynome. Sie lassen sich in parametrischer Form darstellen und bilden die wichtigsten Grundbausteine für die Beschreibung von Kurven und Flächen im CAGD. Funktionswerte und Ableitungen können vergleichsweise einfach berechnet und die Ansatzfunktionskoeffizienten effizient abgespeichert werden. Ferner ist es möglich, mit diesen Funktionen komplexe geometrische Objekte abschnittsweise ausreichend zu beschreiben. Im technischen Bereich werden bei kommerziellen CAD-Programmen Ansatzfunktionen weitgehend auf Polynombasis verwendet [123].

Ein weiterer Vorteil parametrischer Polynomfunktionen ist, dass geometrische Operationen, wie Transformationen, Approximationen bzw. die Interpolation von Stützpunkten und die Ermittlung von Schnittpunkten und Schnittlinien (z.B. Schnittpunkt zwischen einer Kurve und einer Fläche oder Schnittlinien zwischen zwei sich schneidender Flächen) einfach durchzuführen sind.

Die Beschreibung weiter Bereiche eines Bauteils mit Polynomen, die durch Interpolation vorgegebener Stützstellen definiert sind, ist dann nicht mehr sinnvoll, wenn diese Kurven zu oszillierendem Verhalten neigen. Aus diesem Grund wurden spezielle Funktionen entwickelt, die auf abschnittsweise definierten Polynomen basieren und zudem einen glatten Kurvenverlauf aufweisen.

Dabei handelt es sich um die sogenannten *B-Spline* Kurven und Flächen. Zu den *B-Splines* gehören die ebenfalls bekannten *NURBS* (Non-Uniform Rational *B-Splines*) und die *BÉZIER-Splines*. Da diese Funktionen in der vorliegenden Arbeit beim Aufbau der Geometriemodelle für den Flügel und den Flügelkasten hauptsächlich verwendet werden, sollen das Grundkonzept, die mathematische Definition und die wesentlichen Eigenschaften dieser Funktionen nachfolgend dargestellt werden.

#### 3.2.2 *B-Spline* Kurven

Der *B-Spline* für eine Kurve ist eine Approximationsvorschrift, bei der vorgegebene Punkte mit Hilfe von Gewichtsfunktionen eine Kurve definieren. Der erste und der letzte Punkt können dabei Anfangs- bzw. Endpunkt der Kurve sein. Vertiefende Erläuterungen zu *B-Splines* finden sich bei DE BOOR [45], BÖHM [20], [21] und BARTELS et al [10].

### Definition

$B$ -Spline Kurven, die abschnittsweise aus Polynomen zusammengesetzt sind, werden wie folgt definiert:

$$\mathbf{p}(u) = \sum_{i=0}^n \mathbf{d}_i B_{i,k}(u). \quad (3.4)$$

Die Anzahl der Kontrollpunkte  $\mathbf{d}_i$  ist dabei  $n + 1$ . Der Parameter  $k$  bestimmt die Ordnung der  $B$ -Spline Kurve, wobei  $k$  zwischen 1 und  $n + 1$  liegen darf. Allerdings ist  $k = 1$  nicht sinnvoll, da die Kurve dann nur aus den Kontrollpunkten  $\mathbf{d}_i$  bestehen würde.

Die Parameterkoordinate  $u$  der  $B$ -Spline Kurve ist im Bereich des sogenannten Knotenvektors  $\mathbf{t}$  definiert. Die Knotenwerte  $t_i$  des Knotenvektors  $\mathbf{t}$  sind eine schwach monotone Folge mit  $t_i \leq t_{i+1}$ . Die Anzahl der Werte des Knotenvektors  $\mathbf{t}$  ist mit  $n + k + 1$  von der Anzahl  $n + 1$  der Kontrollpunkte  $\mathbf{d}_i$  und der Ordnung  $k$  abhängig. Die  $B_{i,k}$  sind die Gewichtsfunktionen oder Polynome vom Grad  $k - 1$ . Sie sind folgendermaßen rekursiv definiert:

$$\begin{aligned} B_{i,1}(u) &= 1 & \text{für} & \quad u \in [t_i, t_{i+1}] \\ B_{i,1}(u) &= 0 & \text{für} & \quad u \notin [t_i, t_{i+1}] \end{aligned} \quad (3.5)$$

und

$$B_{i,k}(u) = \frac{(u - t_i)B_{i,k-1}(u)}{t_{i+k-1} - t_i} + \frac{(t_{i+k} - u)B_{i+1,k-1}(u)}{t_{i+k} - t_{i+1}} \quad (3.6)$$

Da die Nenner aus Gleichung 3.6 Null werden können, wird für diesen Fall  $\frac{0}{0} := 0$  definiert. Die Gewichtsfunktionen sind über  $k$  Teilintervalle des gesamten Bereichs des Knotenvektors  $\mathbf{t}$  definiert.

### Eigenschaften

- Die Gewichtsfunktionen  $B_{i,k}$  für  $u \in [t_i, t_{i+k}]$  sind stets positiv.
- Die Gewichtsfunktionen  $B_{i,k}$  sind Polynome vom Grad  $k - 1$  und  $C^{k-2}$  stetig über den Bereich des Knotenvektors  $\mathbf{t}$ .
- Da jede Gewichtsfunktion über  $k$  Teilintervalle definiert ist, resultiert daraus der lokale Einfluss der Kontrollknoten  $\mathbf{d}_i$ . Es gilt:  $B_{i,k} = 0$  für  $u \notin [t_i, t_{i+k}]$ .
- Der Parameterbereich von  $u$  ist bedingt durch den Knotenvektor  $\mathbf{t}$  in  $n + k$  Intervalle aufgeteilt.
- Jedes Intervall mit  $u \in [t_i, t_{i+1}]$  wird von  $k$  Kontrollpunkten  $\mathbf{d}_i$  beeinflusst.
- Für alle Knotenwerte  $u$  gilt für die Summe der Gewichtsfunktionen  $\sum_{i=0}^n B_{i,k}(u) = 1$ .

#### Klassifizierung

Mit der Belegung des Knotenvektors  $\mathbf{t}$  kann die Art des  $B$ -Splines beeinflusst werden. So ist es u.a. möglich, dass einzelne Werte  $t_i$  des Knotenvektors  $\mathbf{t}$  gleich sein können. Nach BÖHM [20] werden folgende Arten der Belegung des Knotenvektors unterschieden, deren Eigenschaften nachfolgend ebenfalls kurz zusammengefasst sind:

- **Uniforme, periodische Splines:** Der Abstand zwischen den Knotenwerten ist konstant. Die Gewichtsfunktionen sind periodisch, da alle die gleiche Form haben. Die Kurve geht nicht durch den ersten und letzten Kontrollpunkt. Abbildung 3.3a zeigt eine Kurve der Ordnung vier mit vier Kontrollknoten.
- **Nicht-uniforme  $B$ -Splines:** Die Werte für den Knotenvektor können ohne Einschränkung gewählt werden. Innere Knoten können mehrfach besetzt sein. Damit kann die Kurve sehr flexibel beeinflusst werden.
- **Offene uniforme  $B$ -Splines:** Diese Art Kurven ist eine Mischung zwischen der uniformen und nicht-uniformen Formulierung. Die Knotenwerte an den Enden können mehrfach besetzt sein. Wenn die Ordnung der Kurve gleich der Anzahl der Kontrollpunkte ist, spricht man von einer BÉZIER-Spline Kurve. Die Kurve verläuft durch den ersten und letzten Kontrollpunkt. In Abbildung 3.3b ist eine kubische BÉZIER-Spline Kurve dargestellt.
- **Nicht-uniforme rationale  $B$ -Splines (NURBS):** Rationale  $B$ -Spline Funktionen, die über die Division zweier Splinefunktionen definiert sind. Mit weiteren Gewichtungsfaktoren kann der Verlauf der Kurve beeinflusst werden. Mit NURBS können Kreise und Ellipsen, bzw. auch Abschnitte, exakt beschrieben werden.

#### Funktions- und Ableitungsberechnung

Punkte auf der  $B$ -Spline Kurve sowie deren Ableitungen  $\frac{\partial}{\partial u}$  können effizient mit dem numerisch stabilen Algorithmus nach DE BOOR [46] berechnet werden. BÖHM et al. [20] geben einen alternativen Berechnungsalgorithmus an und darauf aufbauend eine Methode zum Einfügen von neuen Kontrollpunkten. Die ergänzten Kontrollpunkte und die Erweiterung des Knotenvektors  $\mathbf{t}$  verändern die Form der  $B$ -Spline Kurve nicht. BÖHM spricht u.a. deswegen auch von „Pseudoknoten“.

Dieses Verfahren ist dann von Bedeutung, wenn  $B$ -Spline Kurven für die Approximation gegebener Profilkordinaten eingesetzt werden und die  $B$ -Spline Kurven im weiteren zur Interpolation von  $B$ -Spline Flächen verwendet werden sollen. Ist die Anzahl der gegebenen normierten Profilkordinaten unterschiedlich, ist das Einfügen zusätzlicher Knoten nötig, bis alle Kurven die gleiche Knotenanzahl besitzen. Erst dann ist die Interpolation der Kurven zu einer Fläche möglich.

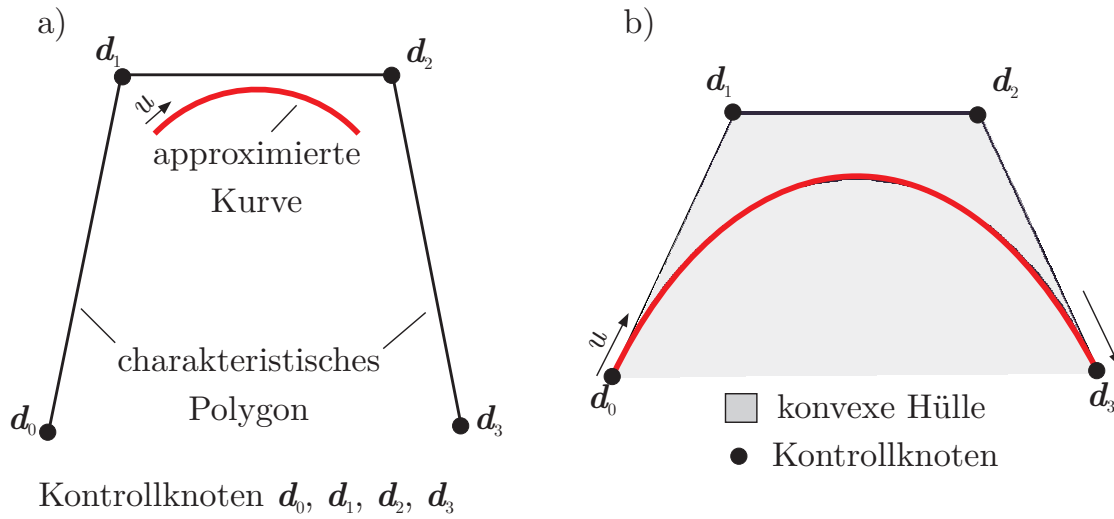


Abbildung 3.3: a) Uniforme B-Spline Kurve b) BÉZIER-Spline Kurve

### 3.2.3 B-Spline Flächen

Die Definition von B-Spline Flächen folgt direkt aus der Formulierung der B-Spline Kurven (siehe auch Gleichung 3.33). Hinzu kommen die B-Spline Funktionen für den Flächenparameter  $v$ . Das Netz der Kontrollknoten  $d_{ij}$  bildet den einhüllenden Polyeder der B-Spline Fläche. Die Definition der B-Spline Fläche  $q$  lautet somit:

$$q(u, v) = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m d_{ij} B_{i,k}(u) B_{j,l}(v) \quad (3.7)$$

Die B-Spline Funktionen  $B_{i,k}(u)$  und  $B_{j,l}(v)$  für die Parameterkoordinaten  $u$  und  $v$  haben die Ordnung  $k$  und  $l$ . Sie werden analog zu den B-Spline Kurven formuliert. Bei der B-Spline Fläche werden mit  $t$  und  $s$  zwei Knotenvektoren benötigt. Die Kontrollknoten bilden ein  $(m+1) \times (n+1)$  Feld.

Viele Eigenschaften der B-Spline Kurven lassen sich auf die B-Spline Flächen übertragen:

- Die Linien mit konstantem  $v$  sind B-Spline Kurven mit den DE BOOR Punkten:

$$d_i(v) = \sum_{j=0}^m d_{ij} B_{j,l}(v) \quad (3.8)$$

- Die de Boor Punkte  $d_{ij}$  beeinflussen die Fläche für  $u \in [u_i, u_{i+k}]$ ,  $v \in [v_j, v_{j+l}]$ . Die Teilfläche  $u \in [u_i, u_{i+1}]$ ,  $v \in [v_j, v_{j+1}]$  wird durch die Kontrollknoten  $d_{i-k+1, j-l+1} \dots d_{ij}$  beeinflusst.

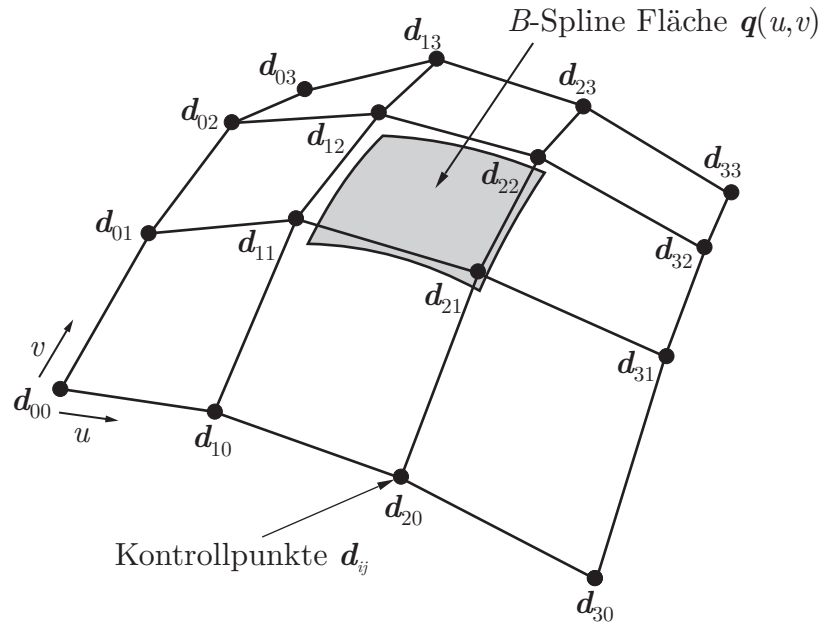


Abbildung 3.4: B-Spline Fläche

Für gegebene Parameterwerte  $u$  und  $v$  kann der für die Flächenberechnung angepasste DE BOOR-Algorithmus verwendet werden. Die Berechnung der Ableitungen  $\frac{\partial}{\partial u}$  bzw.  $\frac{\partial}{\partial v}$  geschieht analog. So wie auch bei den B-Spline Kurven, müssen die entsprechenden Multiplizitäten für die Randknotenlinien gesetzt werden, damit die Kontrollpunkte der Randkurven auf der B-Spline Fläche liegen (siehe auch Abbildung 3.4).

### 3.2.4 Transformationen

Im Verlauf des Geometriemodellaufbaus werden Transformationen von geometrischen Objekten vorgenommen. Diese sind im Wesentlichen die Transformationsarten: Translation, Rotation und Skalierung. Zudem werden auch Transformationen zwischen verschiedenen Koordinatensystemen durchgeführt. Die nachfolgend beschriebenen Transformationsvorschriften können grundsätzlich auf alle geometrischen Objekte, wie Punkte, Kurven und Flächen angewendet werden.

#### Translation

Ein Punkt  $p$  wird mit dem Translationsvektor  $t$  im Raum zum Punkt  $p^*$  durch  $p^* = p + t$  transformiert (siehe Abbildung 3.5a).



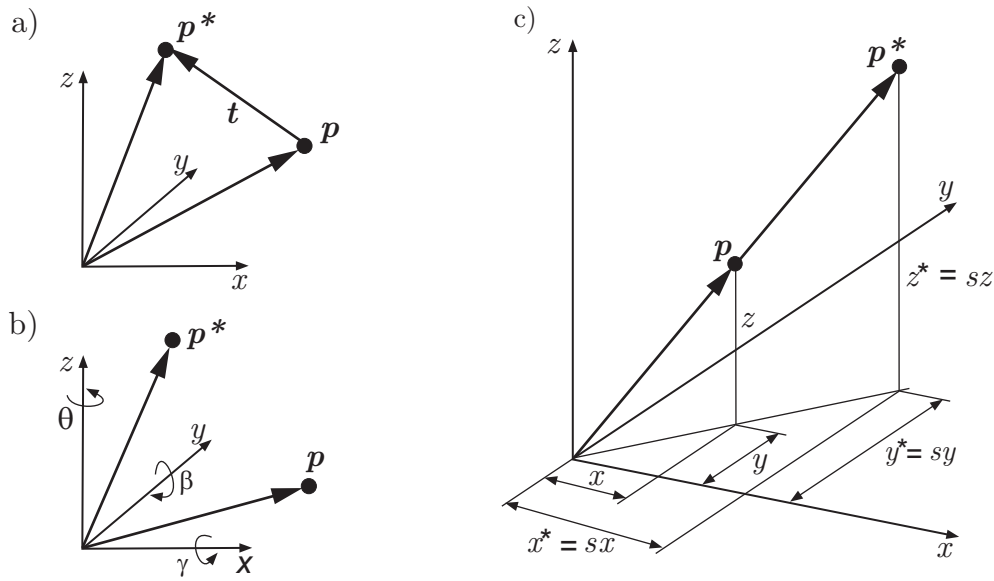


Abbildung 3.5: Transformationen: a) Translation b) Rotation und c) Skalierung

### Rotation

Um die Rotation eines geometrischen Objektes um die Achsen eines festgelegten Koordinatensystems zu realisieren, wird die Rotationsmatrix  $\mathbf{R}$  aufgestellt. Die Rotation des Punktes  $\mathbf{p}$  hin zum Punkt  $\mathbf{p}^*$  geschieht durch  $\mathbf{p}^* = \mathbf{p}\mathbf{R}$  (siehe Abbildung 3.5b). Die Rotationsmatrix  $\mathbf{R}$  setzt sich aus den drei Rotationsmatrizen  $\mathbf{R}_\theta$ ,  $\mathbf{R}_\beta$  und  $\mathbf{R}_\gamma$  zusammen, die die Rotationen um die jeweiligen Hauptachsen repräsentieren:

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_\theta \mathbf{R}_\beta \mathbf{R}_\gamma \quad (3.9)$$

Die Matrizen der Teilrotationen ergeben sich zu:

$$\mathbf{R}_\theta = \begin{pmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \mathbf{R}_\beta = \begin{pmatrix} \cos \beta & 0 & \sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{pmatrix} \mathbf{R}_\gamma = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma & \sin \gamma \\ 0 & -\sin \gamma & \cos \gamma \end{pmatrix} \quad (3.10)$$

Die Rotationsmatrix oder auch Richtungskosinusmatrix  $\mathbf{R}$  lautet:

$$\mathbf{R} = \begin{pmatrix} \cos \theta \cos \beta & \sin \theta \cos \gamma + \cos \theta \sin \beta \sin \gamma & \sin \theta \sin \gamma - \cos \theta \sin \beta \cos \gamma \\ -\sin \theta \cos \beta & \cos \theta \cos \gamma - \sin \theta \sin \beta \sin \gamma & \cos \theta \sin \gamma + \sin \theta \sin \beta \cos \gamma \\ \sin \beta & -\cos \beta \sin \gamma & \cos \beta \cos \gamma \end{pmatrix} \quad (3.11)$$

Die Richtungskosinusmatrix eines beliebigen Koordinatensystems setzt sich aus den normierten Richtungsvektoren der Hauptkoordinatenrichtungen des Koordinatensystems zusammen. Siehe dazu Abbildung 3.6a mit dem Koordinatensystem  $A$  und den normierten Ortsvektoren  $\mathbf{q}_{Ax}$ ,  $\mathbf{q}_{Ay}$  und  $\mathbf{q}_{Az}$ .

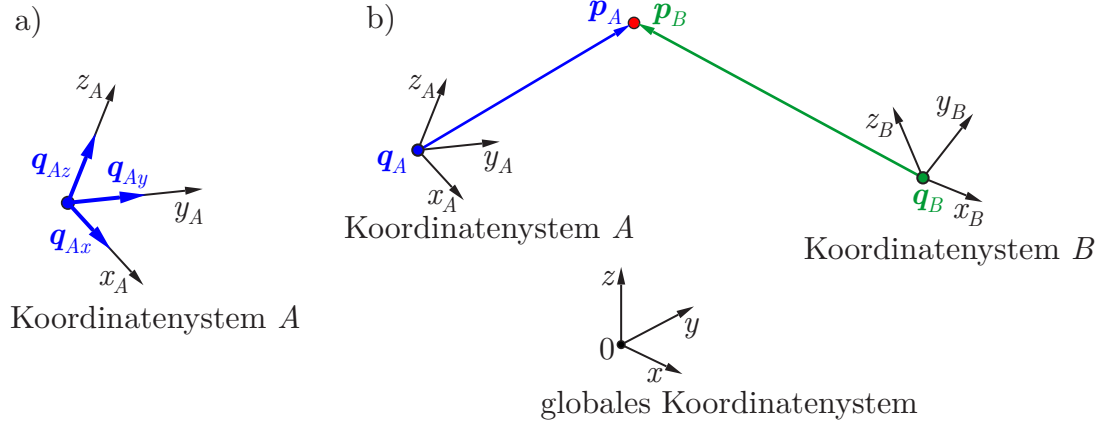


Abbildung 3.6: a) Haupttrichtungen Koordinatensystems, b) Koordinatentransformation

### Koordinatentransformation

Mit den Translations- und Rotationsvorschriften können Koordinaten von einem Koordinatensystem in ein anderes transformiert werden. Um also Punkt  $\mathbf{p}$  im Koordinatensystem  $A$  in das Koordinatensystem  $B$  zu transformieren, gilt folgender Zusammenhang (siehe auch Abbildung 3.6b).

$$\mathbf{p}_B = \mathbf{p}_A \mathbf{R} + \mathbf{t} \quad (3.12)$$

Die Richtungskosinusmatrix  $\mathbf{R}$  setzt sich aus den Richtungskosinusmatrizen  $\mathbf{R}_A$  und  $\mathbf{R}_B$  der Koordinatensysteme  $A$  und  $B$  zusammen mit

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_A^{-1} \mathbf{R}_B \quad (3.13)$$

Die Richtungskosinusmatrizen  $\mathbf{R}_A$  und  $\mathbf{R}_B$  sind die normierten Richtungsvektoren der Haupttrichtungen des jeweiligen Koordinatensystems. Der Translationsvektor  $\mathbf{t}$  ergibt sich für  $\mathbf{p}_B = \mathbf{q}_B$  und  $\mathbf{p} = \mathbf{q}_A$  zu

$$\mathbf{t} = \mathbf{q}_B - \mathbf{q}_A \mathbf{R}_A^{-1} \mathbf{R}_B \quad (3.14)$$

Die vollständige Transformationsvorschrift für  $\mathbf{p}_B$  lautet demnach:

$$\mathbf{p}_B = \mathbf{p}_A \mathbf{R}_A^{-1} \mathbf{R}_B - \mathbf{q}_A \mathbf{R}_A^{-1} \mathbf{R}_B + \mathbf{q}_B \quad (3.15)$$

### Skalierung

Die Größe eines geometrischen Objektes, wie einer Kurve oder einer Fläche, kann durch Multiplikation der Koeffizienten der jeweiligen Ansatzfunktionen mit einem Skalierungsfaktor verändert werden. So sind z.B. die Profilkordinaten eines Flügels, die in der Regel

in normierter Form gegeben sind, entsprechend der tatsächlichen Profiltiefe zu skalieren (siehe Abbildung 3.5c). Die Skalierung eines Punktes  $\mathbf{p}$  ist mit dem Skalierungsfaktor  $s$  wie folgt definiert:

$$\mathbf{p}^* = s\mathbf{p} \quad (3.16)$$

Neben den beschriebenen Transformationsvorschriften: Translation, Rotation und Skalierung, sind das Spiegeln von geometrischen Objekten, z.B. an einer Ebene, oder auch der Übergang zwischen verschiedenen Koordinatensystemen, Transformationsvorgänge, die hier nicht weiter erläutert werden sollen. Entsprechende Hinweise dazu sind u.a. bei MORTENSON [123] zu finden.

### 3.2.5 Minimaler Abstand zwischen Punkt und Fläche

Beim Aufbau des Geometriemodells werden u.a. differentialgeometrische Methoden benötigt, um zu einem gegebenen Punkt  $\mathbf{p}$  den nächstliegenden Punkt auf einer Fläche  $\mathbf{q}$  und dessen zugehörige Parameterkoordinaten  $u$  und  $v$  zu ermitteln. Diese Problemstellung lässt sich über eine Optimierungsaufgabe lösen, bei der der minimale Abstand  $d_{min}$  zwischen  $\mathbf{p}$  und  $\mathbf{q}$  gesucht wird. Dieses Minimierungsproblem lässt sich wie folgt definieren:

$$\text{Min} \|\mathbf{q}(u, v) - \mathbf{p}\|^2 \quad (3.17)$$

Die Minimierungsaufgabe kann über einen Optimierungsalgorithmus von MARQUARDT [114] gelöst werden, der auf dem GAUSS-NEWTON-Verfahren aufbaut. In jedem Optimierungsschritt wird die JACOBI-Matrix der zu minimierenden Funktion benötigt und die Funktion in ein linearisiertes Ersatzproblem überführt. Durch weitere Zusatzbedingungen, die in [114] diskutiert werden, ergibt sich eine gute Konvergenz des Optimierungsalgorithmus. Dadurch können die Parameterkoordinaten  $u$  und  $v$  der parametrischen Fläche  $\mathbf{q}$ , die Koordinaten des entsprechenden Punktes  $\mathbf{p}_q$  auf der Fläche  $\mathbf{q}$  und der Abstand  $d_{min}$  ermittelt werden.

### 3.2.6 Schnittpunkt zwischen Kurve und Fläche

Schnittpunkte zwischen Kurven und Flächen dienen beim Aufbau des Geometriemodells häufig dazu, neue geometrische Objekte zu konstruieren. Die Ermittlung von Schnittpunkten zwischen einer parametrisch definierten Kurve und einer ebenso definierten Fläche kann mit dem Näherungsverfahren nach NEWTON gelöst werden (siehe Abbildung 3.7). Für die Kurve  $\mathbf{r}(u)$  und die Fläche  $\mathbf{q}(v, w)$  lässt sich ein nichtlineares Gleichungssystem formulieren:

$$\mathbf{f}(u, v, w) = \mathbf{r}(u) - \mathbf{q}(v, w) = \mathbf{0} \quad \text{mit} \quad \mathbf{s} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (3.18)$$

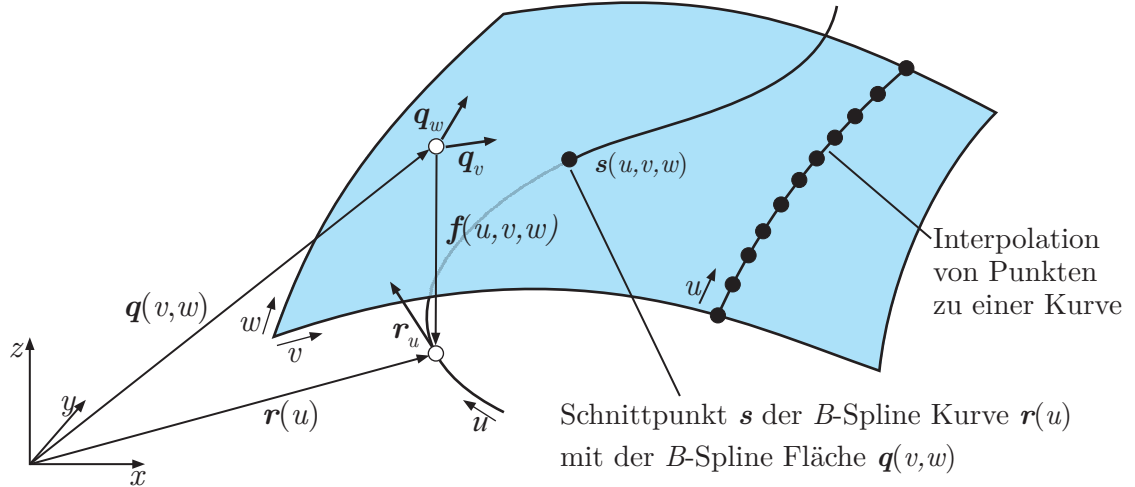


Abbildung 3.7: Schnittpunkt zwischen Kurve und Fläche

Der Lösungsvektor ist  $\mathbf{s}$  mit  $\mathbf{s} = [u, v, w]$  der parametrischen Kurve  $\mathbf{r}$  bzw. der Fläche  $\mathbf{q}$ . Da eine Kurve mit einer Fläche mehrere Schnittpunkte haben kann, sind mehrere Lösungen möglich. Das nichtlineare Gleichungssystem 3.18 kann mithilfe der NEWTON-Methode mittels der partiellen Ableitungen von  $\mathbf{r}$  und  $\mathbf{q}$  nach den jeweiligen Parameterkoordinaten  $u$ ,  $v$  und  $w$  gelöst werden.

Die iterativ zu lösende Gleichung für die Parametervariablen  $u, v, w$  lautet für  $\mathbf{s}$  :

$$\mathbf{s}_{n+1} = \mathbf{s}_n - \left( \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{s}} \right)^{-1} \mathbf{f} \quad (3.19)$$

mit

$$\frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{s}} = \begin{pmatrix} \frac{\partial f^1}{\partial u} & \frac{\partial f^1}{\partial v} & \frac{\partial f^1}{\partial w} \\ \frac{\partial f^2}{\partial u} & \frac{\partial f^2}{\partial v} & \frac{\partial f^2}{\partial w} \\ \frac{\partial f^3}{\partial u} & \frac{\partial f^3}{\partial v} & \frac{\partial f^3}{\partial w} \end{pmatrix} \quad (3.20)$$

Unter Umgehung der Inversion von  $\frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{s}}$  wird mit  $\Delta \mathbf{s} = \mathbf{s}_{n+1} - \mathbf{s}_n$  folgendes lineares Gleichungssystem aufgestellt:

$$\frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{s}} \Delta \mathbf{s} = \mathbf{f} \quad (3.21)$$

Nach Lösung dieses Gleichungssystems erhält man:

$$\mathbf{s}_{n+1} = \mathbf{s}_n + \Delta \mathbf{s} \quad (3.22)$$

Die B-Spline Eigenschaft der konvexen Hülle wirkt sich dabei positiv auf das Konvergenzverhalten des Näherungsalgorithmus aus.

### 3.2.7 Approximations- und Interpolationsmethoden mit $B$ -Splines

Neben der Konstruktion von Stützpunkten, wie im vorherigen Unterabschnitt beschrieben, stellt die Approximation und Interpolation von Punkten zu parametrischen  $B$ -Spline Kurven und Flächen einen wesentlichen Baustein des Geometriemodellaufbaus dar.

#### Approximation versus Interpolation

Werden Stützpunkte, z.B. Profilkordinaten, zu  $B$ -Spline Kurven interpoliert, dann durchschreitet die interpolierte Kurve alle Stützstellen. Bei einer Approximation werden diese Punkte, entsprechend vorgegebener Approximationsparameter, nur angenähert. Beide Vorgehensweisen haben Vor- und Nachteile. Die Interpolation ist näher an den vorgegebenen Punkten, allerdings kann eine solche Kurve eher lokale Oszillationen aufweisen. Dies ist insbesondere dann der Fall, wenn die Stützpunkte mit einer Ungenauigkeit behaftet sind, z.B. gemessene Profilkordinaten von einem Windkanalmodell. Die Approximation ist per se ungenauer, aber lokale Oszillationen sind gegenüber der Interpolation weniger zu erwarten. Es ist also von Fall zu Fall zu entscheiden, ob eine Interpolation oder Approximation verwendet werden soll.

#### Parametrisierung der Parameterkoordinaten

Eine gegebene Punktfolge  $\mathbf{p}_0, \mathbf{p}_1, \mathbf{p}_2, \dots, \mathbf{p}_m$  soll mit einer  $B$ -Spline Kurve  $\mathbf{r}$  approximiert oder interpoliert werden. Zunächst muss die Punktfolge  $\mathbf{p}_i$  Parameterwerten  $u_i$  für die approximierte  $B$ -Spline Kurve zugeordnet werden. Folgende Parametrisierungen der Parameterkoordinaten  $u_i$  haben sich etabliert:

- **Äquidistante Parametrisierung**

Bei der äquidistanten Parametrisierung ist der Abstand  $\Delta u$  der Parameterwerte  $u_i$  konstant. Beginnt die Kurve bei  $u_0 = 0.0$  und soll die Länge des Gesamtparameterintervalls  $[u_0; u_n]$  die Länge 1.0 haben, ergibt sich  $\Delta u = \frac{1}{n}$ .

- **Chordale Parametrisierung**

Die chordale Parametrisierung verwendet die Punktabstände  $\| \mathbf{p}_i - \mathbf{p}_{i-1} \|$  der Punkte  $\mathbf{p}_{i-1}$  und  $\mathbf{p}_i$  zur Bestimmung der Parameterwerte  $u_i$ .

- **Zentripetale Parametrisierung**

Aus den Quadratwurzeln der Punktabstände der benachbarten Punkte  $\mathbf{p}_i$  und  $\mathbf{p}_{i-1}$  werden die Parameterwerte  $u_i$  ermittelt.

- **Winkelparmetrisierung**

Bei der Winkelparmetrisierung ergeben sich die Parameterwerte  $u_i$  für die Punkte  $\mathbf{p}_i$  aus dem Abstand zum vorherigen Punkt  $\mathbf{p}_{i-1}$  und der Winkeländerung im Polygonzug der Strecken  $\mathbf{p}_{i-1}\mathbf{p}_i$  und  $\mathbf{p}_i\mathbf{p}_{i+1}$ .

In der vorliegenden Arbeit wird die chordale Parametrisierung verwendet, wobei das Gesamtparameterintervall immer die Länge 1.0 hat. Im Verlauf des Aufbaus des Geometriemodells kommt es vor, dass ein zu ermittelnder Punkt auf einer Kurve oder Fläche eine vorgegebene relative Position haben soll, z.B. der Abstand des Holms von der Vorderkante oder bei Ermittlung der FE-Knoten bei vorgegebenen Teilungsparametern. Die chordale Parametrisierung gewährleistet die Ermittlung an der gewünschten Position, auch wenn die vorgegebenen Stützpunkte für die Approximation oder Interpolation z.B. der Profilpunkte nicht äquidistant angegeben sind. Diese haben im Bereich großer Krümmungen, z.B. an der Profilhase, häufig eine größere Punktdichte.

### Approximation zu B-Spline Kurven

Die Punktfolge  $\mathbf{p}_0, \mathbf{p}_1, \mathbf{p}_2, \dots, \mathbf{p}_m$  soll mit einer B-Spline Kurve  $\mathbf{r}$  der Ordnung  $k$  und  $n + 1$  DE BOOR Punkten  $\mathbf{d}_0, \mathbf{d}_1, \mathbf{d}_2, \dots, \mathbf{d}_n$  mit  $m > n$  approximiert werden (siehe Abbildung 3.8).

Damit die Approximationskurve im Punkt  $\mathbf{p}_0$  beginnt und im Punkt  $\mathbf{p}_m$  endet, müssen im Knotenvektor  $\mathbf{t} = (t_0, t_1, t_2, \dots, t_{n+k-1}, t_{n+k})$  die Multiplizitäten entsprechend der Ordnung  $k$  für den Anfang und das Ende der Kurve gesetzt werden. Bei weiteren Werten von  $\mathbf{t}$  soll die Vielfachheit nicht größer als die Ordnung  $k$  der B-Spline Kurve sein.

Ein Ansatz für die Berechnung der DE BOOR Punkte  $\mathbf{d}_j$  der Approximationskurve  $\mathbf{r}(u)$  mit  $\mathbf{r}(u) = \sum_{j=1}^n B_{j,k}(u) \mathbf{d}_j$  ist die Minimierung der Summe der Fehlerquadrate. Entsprechend erhält man die Gleichung:

$$\min = \sum_{j=0}^m [\mathbf{r}(u) - \mathbf{p}_i]^2 \quad (3.23)$$

Da  $\mathbf{r}, \mathbf{p} \in \mathbb{R}^3$ , sind Komponentenweise drei Gleichungssysteme zu lösen. Nachfolgend sollen die Betrachtungen nur für eine Komponente weitergeführt werden. Das Minimierungsproblem lautet somit:

$$\min = \sum_{j=0}^m \left( \sum_{i=0}^n (B_{j,k}(u) d_j^1 - p_i^1)^2 \right) \quad (3.24)$$

Nach Differentiation und Einführen der Matrix  $\mathbf{A}$  mit

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} B_{1,k}(u_1) & B_{2,k}(u_1) & \cdots & B_{n,k}(u_1) \\ B_{1,k}(u_2) & B_{2,k}(u_2) & \cdots & B_{n,k}(u_2) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ B_{1,k}(u_m) & B_{2,k}(u_m) & \cdots & B_{n,k}(u_m) \end{pmatrix} \quad (3.25)$$

kann das Gleichungssystem wie folgt umgeschrieben werden:

$$\mathbf{A}^T \mathbf{A} \mathbf{d}^1 = \mathbf{A}^T \mathbf{p}^1 \quad (3.26)$$

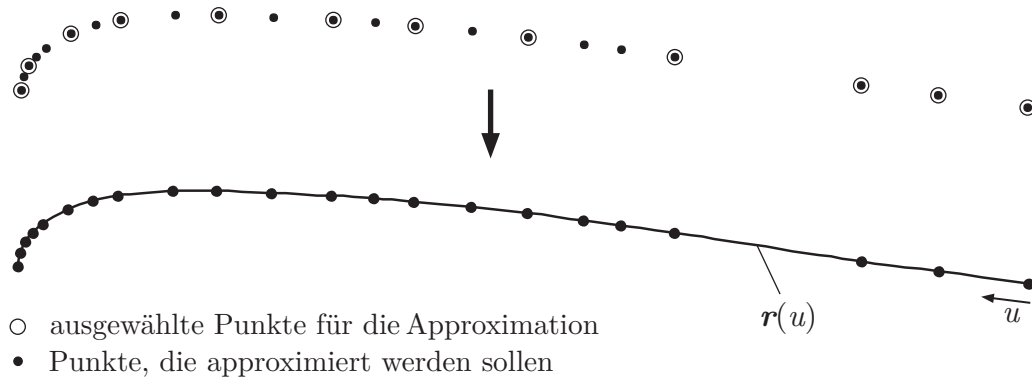


Abbildung 3.8: Approximation Profitoberseite

Das Gleichungssystem 3.26, mit der symmetrischen  $n \times m$  Matrix  $\mathbf{A}^T \mathbf{A}$ , kann mit der CHOLESKY Zerlegung oder einem GAUSS-Algorithmus für die DE BOOR Punkte oder  $B$ -Splinekoeffizienten  $\mathbf{d}^1$  gelöst werden. Die Matrix  $\Phi = \mathbf{A}^T \mathbf{A}$  hat eine Bandstruktur mit der halben Bandbreite  $k$ , da die DE BOOR Punkte  $\mathbf{d}^1$  nur eine lokale Wirkung auf die  $B$ -Spline Kurve haben. Diese Eigenschaft der Matrix  $\Phi$  wirkt sich positiv auf die Effizienz zur Lösung des Gleichungssystems aus Gleichung 3.26 aus.

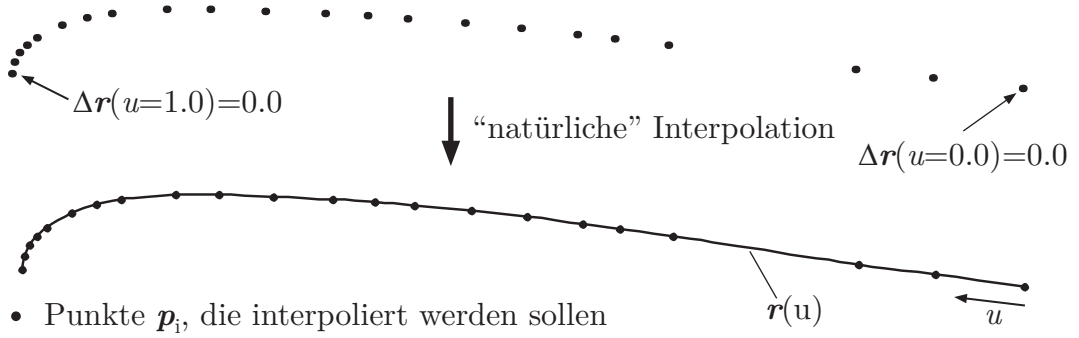
Wenn die Anzahl  $n$  der Stützstellen  $\mathbf{p}_j$  auf der  $B$ -Spline Kurve  $\mathbf{r}$  der Anzahl  $m - k$  der benötigten  $B$ -Spline Koeffizienten  $B_{i,k}$  entspricht, geht das Approximationsproblem in eine Interpolationsaufgabe über.

### Interpolation zu $B$ -Spline Kurven

Die vorgegebenen Stützstellen  $\mathbf{p}_i = (x_i, y_i, z_i)$  mit  $i = 1, \dots, n$  sollen durch eine  $B$ -Spline Kurve  $\mathbf{r}$  der Ordnung  $k$  interpoliert werden. Der dazu benötigte Knotenvektor  $\mathbf{t}$  soll ebenfalls  $n$  verschiedene Werte  $t_i$  haben, sodass auch die Folge einer Koordinate der vorgegebenen Stützstellen  $x_i, y_i$  und  $z_i$  zur Parametrisierung des Knotenvektors  $\mathbf{t}$  bzw. des Kurvenparameters  $u_i$  herangezogen werden kann (siehe Abbildung 3.9). Die Folge muss monoton sein gemäß den Voraussetzungen für den Knotenvektor  $\mathbf{t}$ . Damit die Kurve im ersten Stützpunkt  $\mathbf{p}_1 = (x_1, y_1, z_1)$  im Kurvenparameter  $u_1$  beginnt und im Punkt  $\mathbf{p}_n = (x_n, y_n, z_n)$  sowie  $u_n$  endet, hat der Knotenvektor  $\mathbf{t}$  die Dimension  $m = n + 2(k - 1)$ . Für die Ordnung  $k = 2$  folgt ein lösbares Gleichungssystem für die  $B$ -Spline Punkte, da  $n$   $B$ -Spline Koeffizienten  $n$  Stützstellen gegenüberstehen. Das Gleichungssystem für eine Dimension von  $\mathbf{p}$  bzw.  $\mathbf{d}$  lautet:

$$\mathbf{A} \mathbf{d}^1 = \mathbf{p}^1 \quad (3.27)$$

Im Fall der Ordnung  $k > 2$  ist das Gleichungssystem 3.27 zur Bestimmung der  $B$ -Spline Punkte  $\mathbf{d}$  unterbestimmt. Ist die Ordnung des  $B$ -Splines  $k = 4$  sind  $n + 2$   $B$ -Spline Punkte  $\mathbf{d}$  zu bestimmen. Demgegenüber stehen  $n$  vorgegebene Stützstellen  $\mathbf{p}$ . Zur


Abbildung 3.9: Natürliche  $B$ -Spline Interpolation einer Profilloberseite

Lösung dieses Problems wurden verschiedene Methoden entwickelt, bei denen dem Gleichungssystem zusätzliche Bedingungen hinzugefügt werden oder das Gleichungssystem reduziert wird, um es lösbar zu machen. Nachfolgend wird die sogenannte „**natürliche**“ **Spline Interpolation** erläutert, die beim Aufbau des Geometriemodells u.a. verwendet wird. Die Gleichungen werden beispielhaft nachfolgend nur für eine Koordinatenkomponente  $()^1$  aufgestellt. Bei der „natürlichen“ Spline Interpolation (NSI, engl. Natural Spline Interpolation) wird als Randbedingung vorgegeben, dass die Krümmungen am Beginn und am Ende der Kurve zu Null werden.

Mit  $\frac{\partial^2 r^1(u_1)}{\partial u^2} = 0$  und  $\frac{\partial^2 r^1(u_n)}{\partial u^2} = 0$  folgt für das lineare Gleichungssystem:

$$\mathbf{A}_{NSI} \mathbf{d}^1 = \mathbf{p}^1 \quad (3.28)$$

das für die Koeffizienten  $\mathbf{d}^1 = (d_1^1, d_2^1, \dots, d_{n+2}^1)$  zu lösen ist mit der Rechthandseite  $\mathbf{p}^1 = (0, p_1^1, \dots, p_n^1, 0)$ . Die Matrix  $\mathbf{A}_{NSI}$  ergibt sich zu:

$$\mathbf{A}_{NSI} = \begin{pmatrix} \frac{\partial^2 B_1(u_1)}{\partial u^2} & \frac{\partial^2 B_2(u_1)}{\partial u^2} & \dots & \frac{\partial^2 B_{n+2}(u_1)}{\partial u^2} \\ B_1(u_1) & B_2(u_1) & \dots & B_{n+2}(u_1) \\ B_1(u_2) & B_2(u_2) & \dots & B_{n+2}(u_2) \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ B_1(u_n) & B_2(u_n) & \dots & B_{n+2}(u_n) \\ \frac{\partial^2 B_1(u_n)}{\partial u^2} & \frac{\partial^2 B_2(u_n)}{\partial u^2} & \dots & \frac{\partial^2 B_{n+2}(u_n)}{\partial u^2} \end{pmatrix} \quad (3.29)$$

Bei den weiteren Interpolationsmethoden handelt es sich um die sogenannte vollständige Interpolation und die sogenannte „not-a-knot“ Interpolation. Bei der Ersteren werden als Randbedingungen die Tangenten an den Enden vorgegebenen, ähnlich wie beim Hermite-Spline. Die „**not-a-knot**“-**Interpolation** löst die Problematik, indem innere Knoten weggelassen werden und damit das Gleichungssystem lösbar gemacht wird. Weitere Erläuterungen zu den Verfahren sind u.a. in [5] zu finden.

Mehrere  $B$ -Spline Kurven  $\mathbf{r}_j(u)$  mit  $j = 1, 2, \dots, m$  sollen als  $B$ -Spline Fläche  $\mathbf{q}(u, v)$  interpoliert werden. Haben alle  $B$ -Spline Kurven  $\mathbf{r}_j$  den gleichen Grad  $k - 1$  und



den gleichen Knotenvektor  $\mathbf{t}$ , so sind die  $B$ -Spline Funktionen  $B_{i,k}(u)$  für alle Kurven gleich. Bei gleichem Grad und ungleicher Parametrisierung des Knotenvektors können die  $B$ -Spline Kurven durch das Einfügen von Knoten bzw. Kontrollpunkten bis zur Gleichheit des Knotenvektors aufeinander abgestimmt werden (siehe [20]). Es gilt dann für die  $m$   $B$ -Spline Kurven:

$$\mathbf{r}_j(u) = \sum_{i=0}^n \mathbf{d}_{i,j} B_{i,k}(u) \quad \text{mit} \quad j = 1, \dots, m \quad (3.30)$$

### Interpolation zu $B$ -Spline Flächen

Um aus der Darstellung der einzelnen Kurven  $\mathbf{r}_j(u)$  zu der von den Kurven aufgespannten Fläche  $\mathbf{q}(u, v)$  zu gelangen, werden die Kontrollpunkte  $\mathbf{d}_{i,j}$  für konstante  $u$  in  $v$ -Richtung interpoliert. Zur Parametrisierung in Richtung des unabhängigen Flächenparameters  $v$  werden den  $B$ -Spline Kurven  $\mathbf{r}_j(u)$  diskrete Werte  $v_j$  mit  $v_1 < v_2 < \dots < v_m$  zugeordnet. Aus Gleichung 3.30 folgt für die unabhängigen Flächenparameter  $u$  und  $v$  nach Einführung der Funktion  $\mathbf{f}$  zur Interpolation der Kontrollpunkte  $\mathbf{d}_{i,j}$ :

$$\mathbf{q}(u, v) = \sum_{i=0}^n \mathbf{f}(\mathbf{d}_{i,j}, v) B_{i,k}(u) \quad \text{mit} \quad j = 1, \dots, m \quad (3.31)$$

Die Kontrollpunkte  $\mathbf{d}_{i,j}$  können mit dem im Abschnitt 3.2.7 dargestellten NSI Verfahren „natürlich“ interpoliert werden. Durch die Anzahl  $m$  der zu interpolierenden  $B$ -Spline Punkte  $\mathbf{d}_{i,j}$  und der Ordnung  $l$  der  $B$ -Spline Kurven in  $v$  Richtung, ergeben sich neue  $B$ -Spline Punkte  $\mathbf{c}_{i,j}$ , die das Polyhedron der resultierenden Fläche  $\mathbf{q}(u, v)$  bilden. Damit erhält man für die  $i$ -ten Kontrollpunkte  $\mathbf{d}_{i,j}$  der gegebenen  $B$ -Spline Kurven für  $\mathbf{f}$

$$\mathbf{f}_i(v) = \sum_{j=1}^{m+l-2} \mathbf{c}_{i,j} B_{j,l}(v) \quad (3.32)$$

mit den vorgegebenen Stützstellen  $[v_j, \mathbf{d}_{i,j}]$  für  $j = 1, m$ . Letztlich führt die Interpolation der  $B$ -Spline Kurven zu einer Fläche mit dem Zusammenhang:

$$\mathbf{q}(u, v) = \sum_{i=0}^n \sum_{j=1}^{m+l-2} \mathbf{c}_{i,j} B_{j,l}(v) B_{i,k}(u) \quad (3.33)$$

In Abbildung 3.10 ist die Interpolation von Profilkurven, die als  $B$ -Spline Kurven interpoliert wurden, zu  $B$ -Spline Flächen anhand der Flügelgeometrie beim 1g Reiseflug der iGREEN-Konfiguration dargestellt. Es werden die Kurven  $\mathbf{r}_1$  und  $\mathbf{r}_2$  zur Fläche  $\mathbf{q}_1$  interpoliert, sowie Profilkurven  $\mathbf{r}_2$  bis  $\mathbf{r}_{20}$  zur Fläche  $\mathbf{q}_2$ .

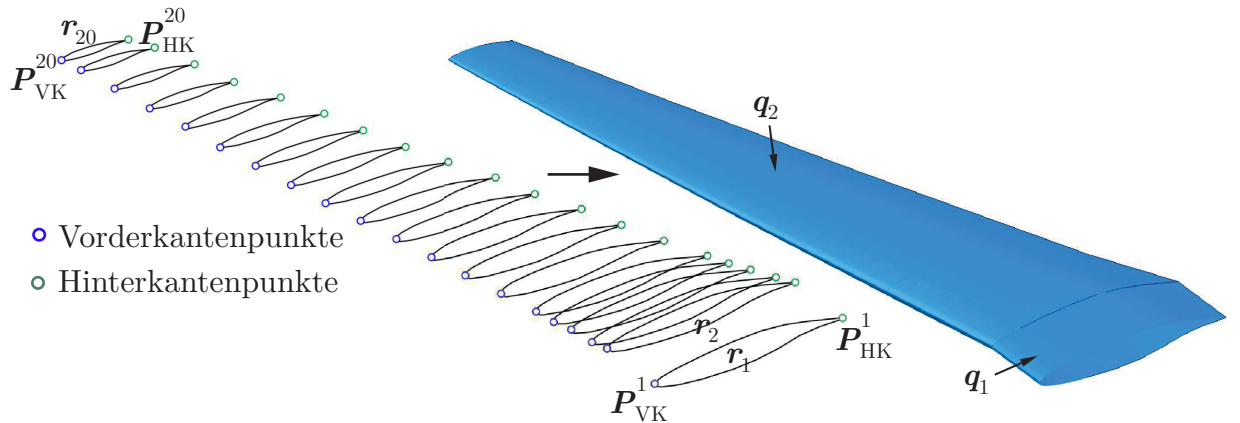


Abbildung 3.10: Interpolation von  $B$ -Spline Kurven zu Flächen für den Flügel der iGREEN-Konfiguration

### 3.3 Prozess Geometriemodellaufbau

Der schrittweise Prozess zum Geometriemodellaufbau soll anhand des rechten Flügels der iGREEN-Konfiguration dargestellt werden. Die iGREEN-Konfiguration entspricht der LamAiR-Konfiguration (siehe Abbildung 3.11), nur dass die iGREEN-Konfiguration aus Metall ist, im Gegensatz zur vorgesehenen Bauweise der LamAiR-Konfiguration aus Faserverbundwerkstoff. Die LamAiR-Konfiguration wurde im Rahmen des DLR-Projektes LamAiR entwickelt ([203] [173]).

Der globale Ablauf des Geometrieentwurfsprozesses für den Flügel folgt der schon aufgezeigten Vorgehensweise, die der Praxis des Flugzeugbaus entnommen ist [125]. Die Ablaufschritte sind in Abbildung 3.12 dargestellt.

#### Profilsehne, projizierte Profilsehne

Die Segmente, aus denen sich ein Flügel zusammensetzt, werden durch die Vorder- und Hinterkantenpunkte  $P_{VK}^i$  bzw.  $P_{HK}^i$  der Profilschnitte definiert (siehe auch Abbildung 3.10). Aus diesen Punkten werden zunächst die Profilsehnen, also die Verbindungen zwischen der Vorder- und der Hinterkante der Profile als  $B$ -Spline Kurven interpoliert. Für die Definition der aerodynamischen Fläche für die DLM, wird für jeden Profilschnitt zusätzlich ein Hinterkantenpunkt definiert, dessen  $z$ -Koordinate mit der  $z$ -Koordinate des zugehörigen Vorderkantenpunktes übereinstimmt. Der Vorder- und der so konstruierte Hinterkantenpunkt werden zu einer Kurve interpoliert. Diese Kurve ist die Projektion der Profilsehne in eine Ebene, die parallel zur  $x, y$ -Ebene verläuft, verschoben um die  $z$ -Koordinate des Vorderkantenpunktes.

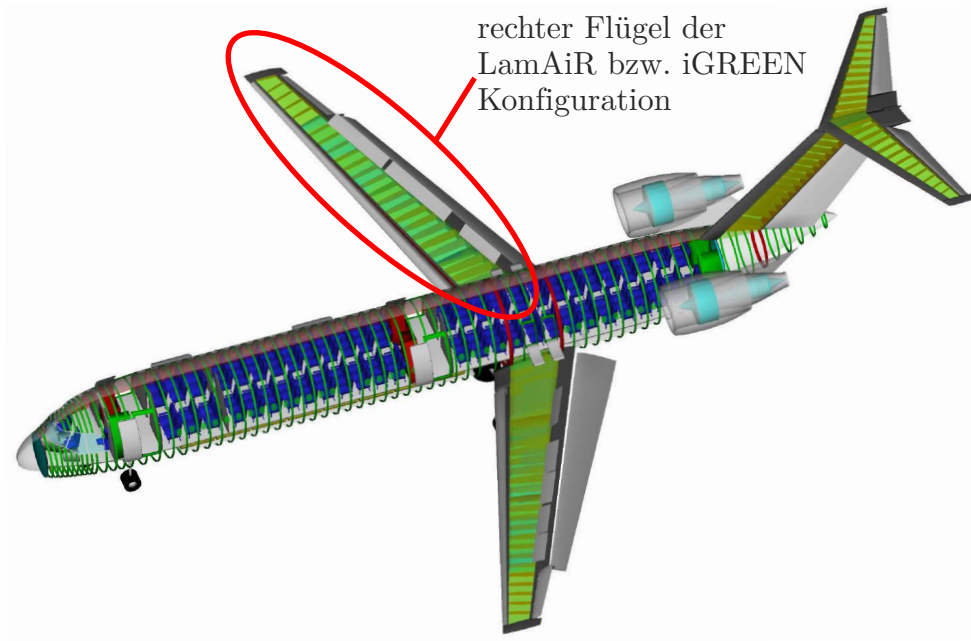


Abbildung 3.11: LamAiR- bzw. iGREEN-Konfiguration nach Konzeptentwurfsanalyse mit PrADO [203]

### Segmentflächen aus Profilsehnern - Koordinatentransformation 2-D Profildaten

Aus den Profilsehnern und den projizierten Profilsehnern werden Segmentflächen interpoliert. Die Segmentfläche aus den Profilsehnern dient zur Parametrisierung der Verdrehungsverteilung (engl. twist) und der V-Stellung (engl. dihedral) des Flügels, die Segmentfläche aus den projizierten Profilsehnern nur der V-Stellung. Die Flächen werden auch als Bezugsflächen für die Orientierung der Holme und der Rippen, zur Positionierung und Orientierung der Profile und zur Definition des Aerodynamikmodells für die DLM verwendet. Zur Transformation der 2-D-Profilkoordinaten wird entsprechend Abbildung 3.13 ein lokales Koordinatensystem mit dem Ursprung im Vorderkantenpunkt definiert. Die lokale  $x'$ -Achse ergibt sich aus der Verbindungslinie zwischen Vorderkanten- und Hinterkantenpunkt. Der Abstand ist der Skalierungsfaktor  $s$  für die Transformation. Die lokale  $z'$ -Achse ist mit  $\mathbf{v}_z = \mathbf{v}_x \times \mathbf{v}_{xz}$  definiert, wobei  $\mathbf{v}_{xy}$  der Normalenvektor zur Segmentfläche aus den Sehnern ist. Die  $y'$ -Achse wird über  $\mathbf{v}_y = \mathbf{v}_x \times \mathbf{v}_z$  bestimmt (siehe dazu auch Abbildung 3.13). Damit ist die Richtungskosinusmatrix  $\mathbf{R}$  des lokalen Koordinatensystems der 2-D-Profilkoordinaten mit

$$\mathbf{R} = [\mathbf{v}_x \mathbf{v}_y \mathbf{v}_z] \quad (3.34)$$

gegeben. In dieser Schreibweise haben die normierten Profilkoordinaten auch eine  $z'$ -Koordinate, die aber zu Null gesetzt wird.

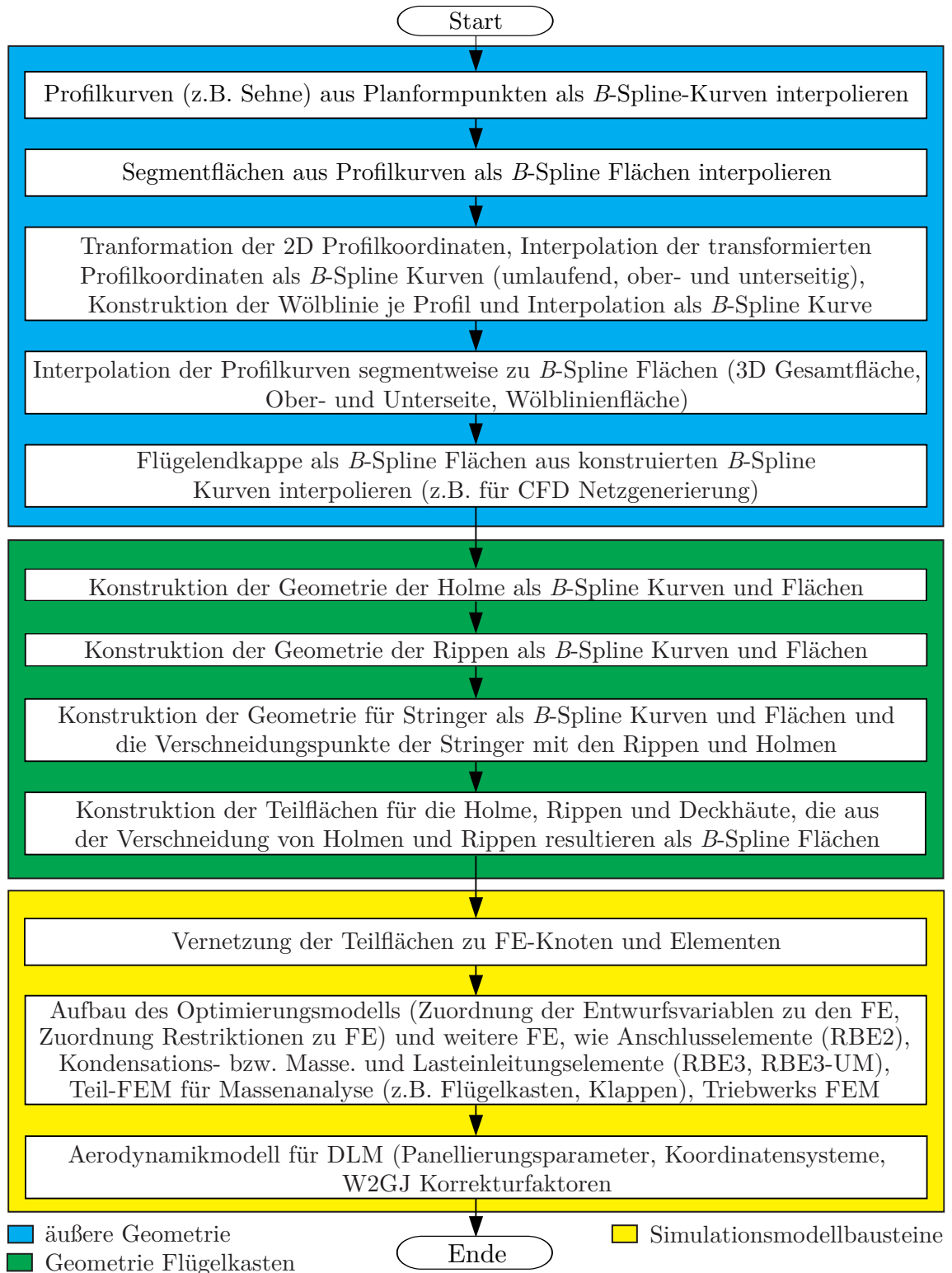


Abbildung 3.12: Globaler Ablauf des Geometrieentwurfsprozesses



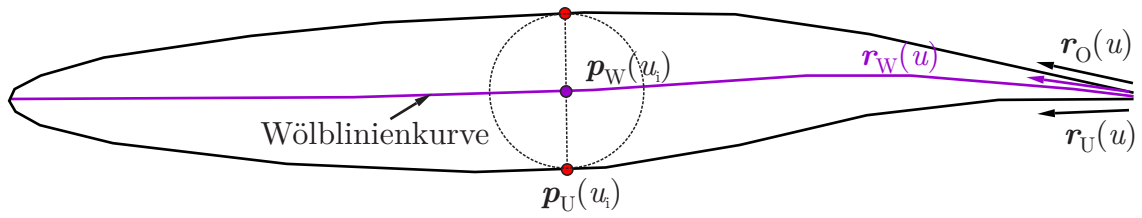


Abbildung 3.14: Konstruktion der Profilwölbungskurve.

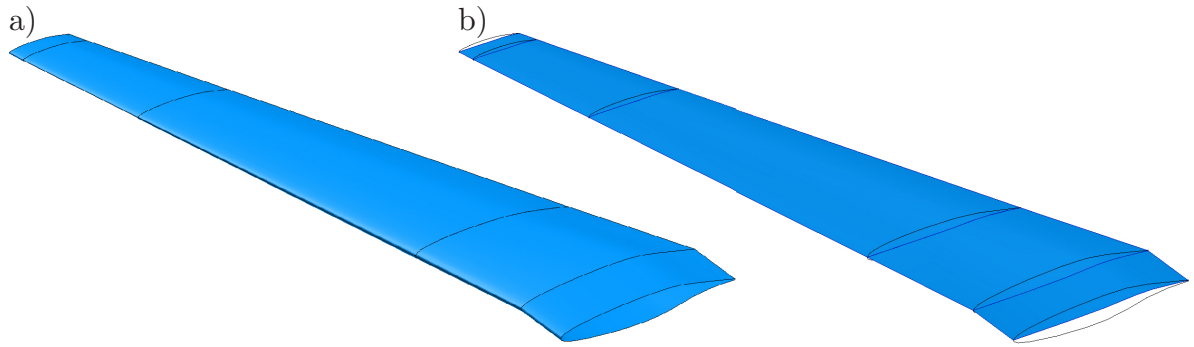


Abbildung 3.15: Konstruktion verschiedener Segmentflächen, a) *B*-Spline Flächen aus den Profilen, b) *B*-Spline Flächen aus den Profelsehnen

Flächen aufgebaut, eine mit den vollständigen Profilen, je eine für die Ober- bzw. die Unterseite, eine für die Fläche aus den Profilwöblinien, eine aus den Profelsehnen und eine aus den projizierten Profelsehnen. Die Flächen der interpolierten Profilwöblinien und die der Sehnen können zur Ermittlung von Korrekturfaktoren für die DLM verwendet werden (siehe Abbildung 3.15). Je aerodynamischer Box eines DLM Modells, wird der lokale Anstellwinkel  $\alpha_0$  als Faktor innerhalb der W2GJ Matrix in das DLM Modell eingeführt. Bei der in MSC.Nastran implementierten DLM kann auf diese Weise mit den sogenannten W2GJ-Faktoren der Nullauftrieb  $c_{L0}$  aus Verdrehung und/oder Profilwölbung berücksichtigt werden.

## Holme

Die Lage der Holme wird über die Abstände zur Vorder- oder Hinterkante an den begrenzenden Profilen des Holms definiert (siehe  $d_1$  und  $d_2$  in Abbildung 3.16).

Der Aufbau der Holmgeometrie bis hin zur *B*-Spline Fläche hat folgenden Ablauf:

1. Auf den Sehnen  $\mathbf{r}_{PS1}$  und  $\mathbf{r}_{PS2}$  werden der Anfangs- bzw. Endpunkt der Holmlinie zwischen den beiden Sehnen der begrenzenden Profile entsprechend den angegebenen Abständen  $d_1$  und  $d_2$  zur Vorder- oder Hinterkante ermittelt und die Holmlinie  $\mathbf{r}_H$  als *B*-Spline Kurve interpoliert.

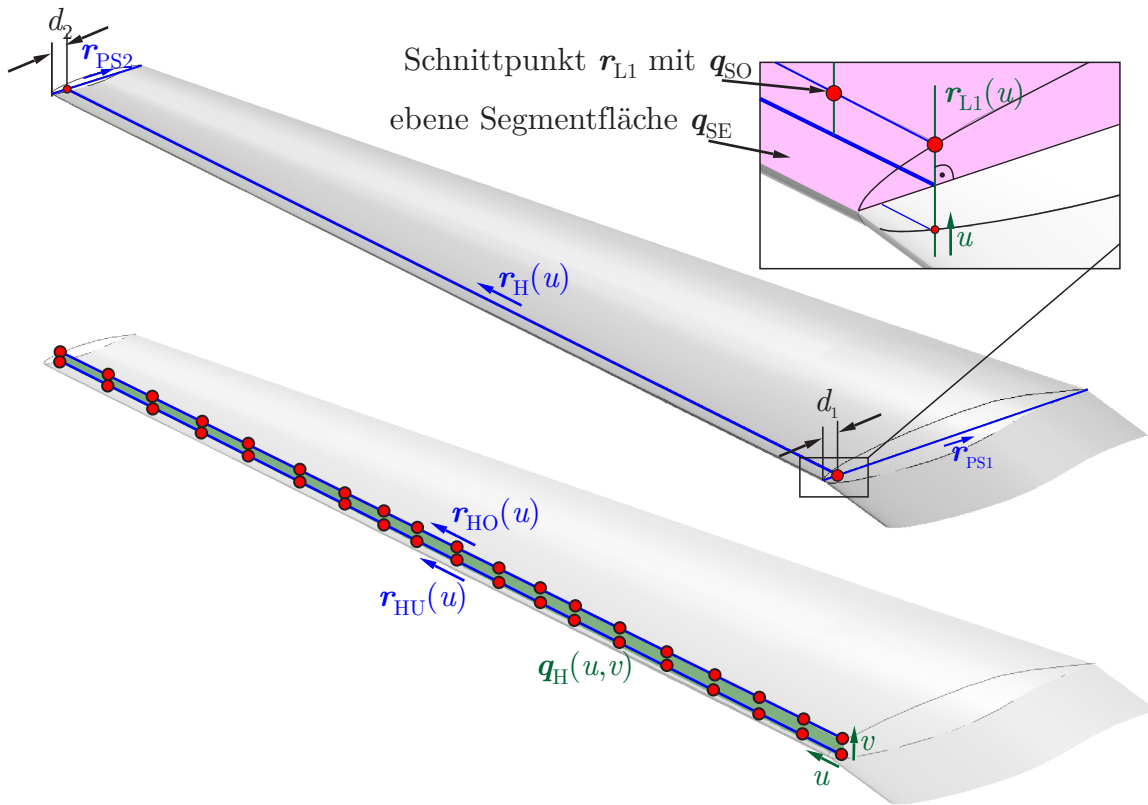


Abbildung 3.16: Konstruktion Holmgeometrie

2. Auf der Holmlinie  $\mathbf{r}_H$  werden eine Reihe Stützpunkte ermittelt. Die nötige Anzahl ist abhängig von der Länge des Holms. Bei längeren Holmen, wie in Abbildung 3.16 dargestellt, sind ca. 50 Punkte ausreichend. Es werden die Linien  $\mathbf{r}_L$  durch die Stützpunkte auf den Holmlinien konstruiert, die senkrecht zur ebenen Segmentfläche  $\mathbf{q}_{SE}$  verlaufen und die  $B$ -Spline Flächen der Segmentober-  $\mathbf{q}_{SO}$  und -unterseite  $\mathbf{q}_{SU}$  schneiden.
3. Aus den konstruierten Stützpunkten auf der Ober- bzw. Unterseite werden die  $B$ -Spline Kurven  $\mathbf{r}_{HO}$  und  $\mathbf{r}_{HU}$  interpoliert.
4. Die  $B$ -Spline Kurven  $\mathbf{r}_{HO}$  und  $\mathbf{r}_{HU}$  der Ober- und der Unterseite werden zur  $B$ -Spline Fläche  $\mathbf{q}_H$  interpoliert, die die Holmfläche repräsentiert.

## Rippen

Die Anordnungen und Ausrichtungen von Rippen im Flügelkasten können, wie in Kapitel 2 gezeigt, verschieden sein. So sind folgende prinzipielle Rippenausrichtungen bei der Konstruktion von Flügelkastenstrukturen üblich, die u.a. beim Flügel der iGREEN-Konfiguration (siehe Abbildung 3.17) zu finden sind:

- Rippen werden in Strömungsrichtung orientiert und über eine Parameterkoordinate auf einer der Holmlinien positioniert (Rippen 1-4 und Rippe 28 in Abbildung 3.17).
- Die Richtung der Rippen wird über einen Winkel  $\alpha$  definiert, der auf einen Holm bezogen ist. Die Positionierung wird durch eine vorgegebene Parameterposition auf einem der Holme festgelegt. Die Rippen 6-27 in Abbildung 3.17 sind senkrecht zum hinteren Holm orientiert und am vorderen Holm positioniert. Bei der Konstruktion der Rippen werden die Holmfläche und die ebene Segmentfläche benötigt, um den Richtungswinkel der Rippe zu definieren.
- Die Parameterpositionen der Rippen auf dem vorderen und dem hinteren Holm liegen gemittelt zwischen den Parameterpositionen von zwei benachbarten Rippen (siehe Rippe 5 in Abbildung 3.17).

Nachfolgend ist die schrittweise Vorgehensweise entsprechend Abbildung 3.17 erläutert, um die  $B$ -Spline Fläche einer Rippe zu konstruieren.

1. Es werden die Positionen der Rippen entsprechend der Rippenausrichtungen auf den beiden Holmlinien konstruiert und eine Rippenlinie  $\mathbf{r}_{RL}$  zwischen den beiden Stützpunkten auf den Holmlinien als  $B$ -Spline Kurve interpoliert.
2. Auf der Rippenlinie wird eine hinreichende Anzahl von Stützstellen ermittelt und, ähnlich wie bei den Holmen, über eine Linie  $\mathbf{r}_L$ , die senkrecht zur ebenen Segmentfläche  $\mathbf{q}_{SE}$  orientiert ist, jeweilig Stützpunkte für die Rippe auf der Ober- bzw. der Unterseite ermittelt.
3. Die Stützpunkte auf der Ober- und Unterseite des Segments werden als  $B$ -Spline Kurven  $\mathbf{r}_{RO}$  und  $\mathbf{r}_{RU}$  interpoliert.
4. Die  $B$ -Spline Kurven der Ober- und Unterseite einer Rippe werden schließlich als  $B$ -Spline Fläche  $\mathbf{q}_R$  interpoliert.

#### Stringer

Stringer sind gerichtete und parallel verlaufende Versteifungselemente in der Deckhaut der Ober- und Unterseite. In der vorliegenden Arbeit sollen die Stringer möglichst praxisnah im FE-Modell berücksichtigt werden und jeder Stringer einzeln mit Balkenelementen modelliert werden. Das Geometriemodell der Stringer besteht im Wesentlichen darin, die jeweiligen Stringerebenen zu definieren und die Schnittpunkte dieser Ebenen mit den Rippen zu ermitteln.

Bei vorgegebenen Positionen an der sogenannten Startrippe (z.B. als prozentuale Werte in Flügeltiefenrichtung an einer Rippe) und der Angabe der ersten bzw. letzten



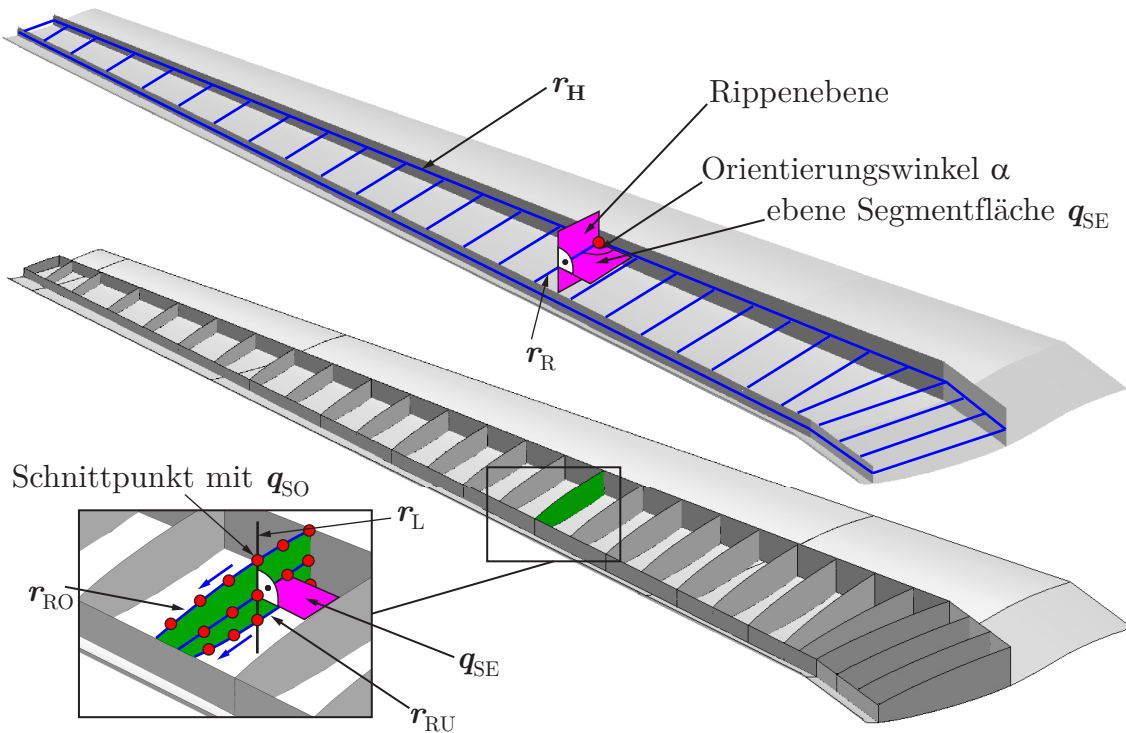


Abbildung 3.17: Konstruktion Rippengeometrie

Rippe wird eine Fläche konstruiert, die orthogonal zur ebenen Segmentfläche verläuft. Der Richtungswinkel  $\gamma$  der Stringer wird in der ebenen Segmentfläche auf die strömungsparallel verlaufende Innenkante bezogen (siehe Abbildung 3.18).

Es wird eine ebene Fläche  $q_{St}$  als  $B$ -Spline konstruiert, die senkrecht zur innersten ebenen Segmentfläche  $q_{SE}$  durch die ermittelten Stringerpositionen auf der Startrippe verläuft. Mithilfe dieser Fläche werden die Schnittpunkte der Stringer mit den Rippenober- und -unterseiten  $B$ -Spline Kurven  $r_{RO}$  und  $r_{RU}$  bestimmt. Um später weitere FE-Knoten zwischen zwei Rippen zu berechnen, werden auch die Parameterpositionen der Schnittpunkte auf den jeweiligen Teilflächen der Deckhäute ermittelt, die zwischen zwei Rippen liegen.

### Teilflächen

Zum Aufbau des FE-Modells für den Flügelkasten auf Basis des Geometriemodells werden die Flächen als  $B$ -Splines aufgebaut, die sich aus der Verschneidung der Holm- und Rippenflächen ergeben. Diese werden im weiteren als Teilflächen der jeweiligen Hauptflächen bezeichnet.

Die Teilflächen der Holme ergeben sich aus der Verschneidung der Holme mit den Rippen. So sind die **Holmteilflächen** die Holmflächen, die zwischen zwei benachbarten Rippen liegen. Die Konstruktion der  $B$ -Spline Kurven und Flächen der Teilflächen für

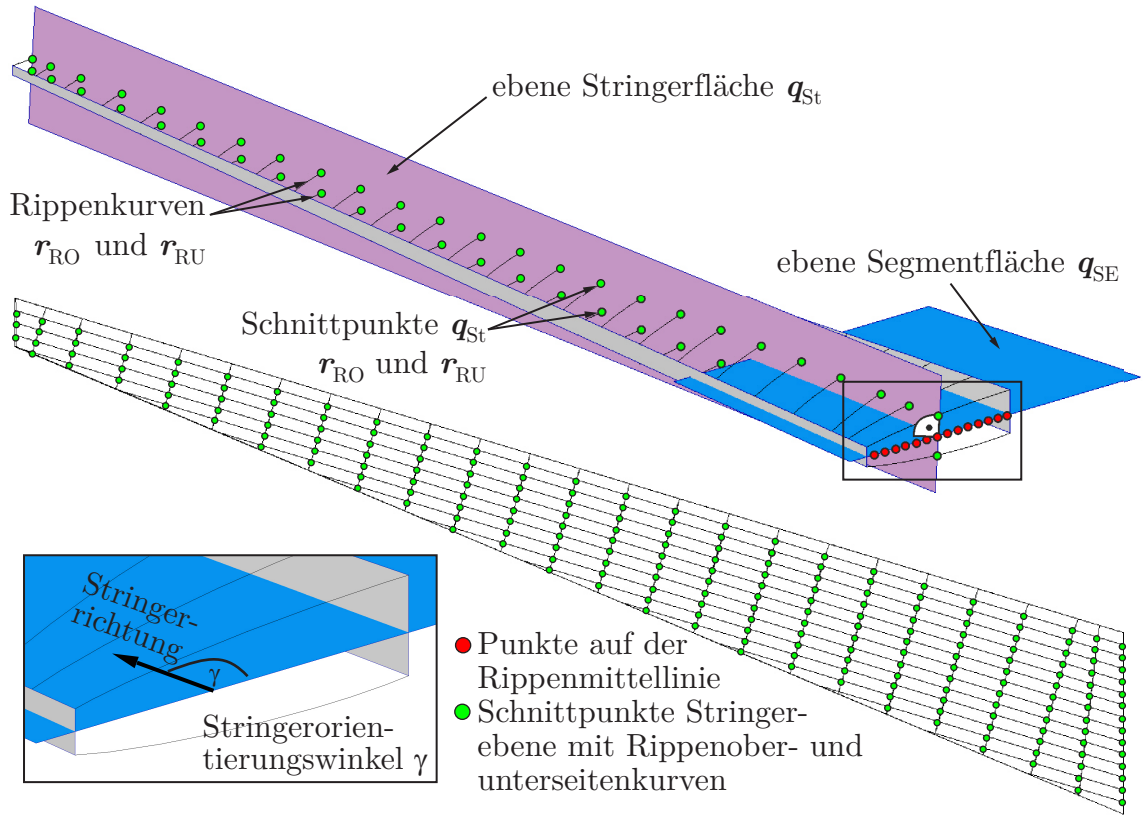


Abbildung 3.18: Konstruktion Stringergeometrie

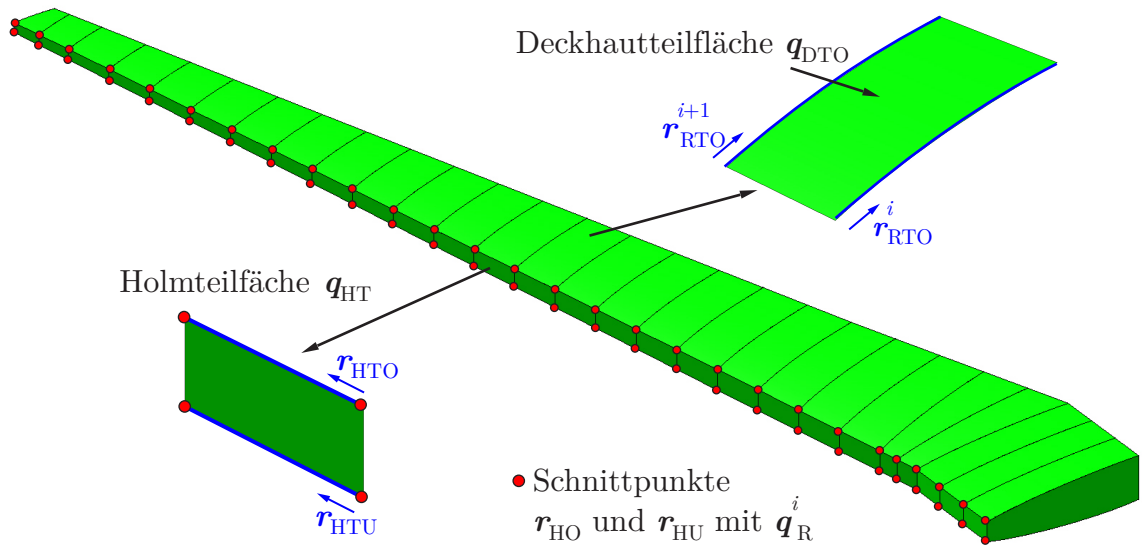


Abbildung 3.19: Konstruktion der Teilflächen für die FE-Vernetzung

die Holme entspricht der Vorgehensweise wie bei den Stringern. Es werden die Schnittpunkte der Holmober- und Holmunterseitenkurven mit den Rippenflächen ermittelt. Die Oberseiten- und Unterseitenkurven  $\mathbf{r}_{HTO}$  und  $\mathbf{r}_{HTU}$  werden über die bestimmten Schnittpunkte von zwei benachbarten Rippen interpoliert und diese wiederum zur  $B$ -Spline Fläche  $\mathbf{q}_{HT}$  interpoliert.

Die **Rippenteilflächen** werden aus der Verschneidung der Rippen mit den Holmen konstruiert. Besteht der Flügelkasten nur aus einem vorderen und einem hinteren Holm, dann entspricht die Teilfläche der Rippe der eigentlichen Rippe (siehe Abbildung 3.19). Bei mehr als zwei Holmen in Flügeltiefenrichtung ergeben sich die Rippenteilflächen aus den Verschneidungen mit den weiteren Holmen. Die Konstruktion der  $B$ -Spline Kurven bzw. Flächen für die Rippenteilflächen folgt der Vorgehensweise wie sie in Abschnitt 3.3 für die Rippen beschrieben ist.

**Deckhautteilflächen** werden aus den Berandungskurven der Rippenteilflächen  $\mathbf{r}_{RTO}$  bzw.  $\mathbf{r}_{RTU}$  jeweils für die Ober- und die Unterseite als  $B$ -Splines  $\mathbf{q}_{DTO}$  und  $\mathbf{q}_{DTU}$  interpoliert.

Für die Stringer werden keine gesonderten Teilflächen konstruiert. Bei den Stringern werden die Punkte für die Knoten auf der Flügelober- und -unterseite einzeln konstruiert.

## 3.4 Aufbau Simulationsmodellbausteine

### 3.4.1 Finite-Elemente-Modell Flügelkasten

Die FE-Knotenkoordinaten und die Definition der Finiten-Elemente werden über die Teilflächen der Deckhäute, Holme und Rippen, die als  $B$ -Spline Flächen aufgebaut sind, ermittelt. Die Bestimmung der Koordinaten erfolgt durch Funktionsauswertung an vorgegebenen Parameterkoordinaten  $u$  und  $v$  der jeweiligen  $B$ -Spline Flächen.

Bei den isoparametrischen Flächen befinden sich die FE-Knoten in der Regel auf Linien mit konstanter Parameterkoordinate  $u$  oder  $v$ . In Abbildung 3.20a sind die Teilungspareparameter für die Teilflächen der Deckhaut, der Rippen und Holme mit isoparametrischer Vernetzung anhand eines Abschnitts des Flügelkastens dargestellt.

Da die Deckhäute aber auch parallel verlaufende Stringer haben sollen, sind die Teilungspareparameter der Deckhäute und der Rippenober- und -unterseiten nicht über eine isoparametrische Netzgenerierung zu ermitteln. Diese Teilungspareparameter werden, wie beim Aufbau des Geometriemodells für jeden Stringer, einzeln konstruiert. Dies geschieht in gleicher Weise, wie bei der Verschneidung der Rippenober- und -unterseitenkurven mit den Stringerebenen, nur dass hierbei die Schnittpunkte der Stringerebenen mit den aus den Deckhautteilflächen  $\mathbf{q}_{DTO}^i$  extrahierten Kurven verwendet werden, für die  $v = konst.$  gilt (siehe auch Abbildung 3.20b).

Da Stringer infolge ihrer parallelen Bauweise in Spannweitenrichtung in einem Holm auslaufen können, bevor sie die Flügelspitze erreichen, ist dies bei der FE-Modellierung

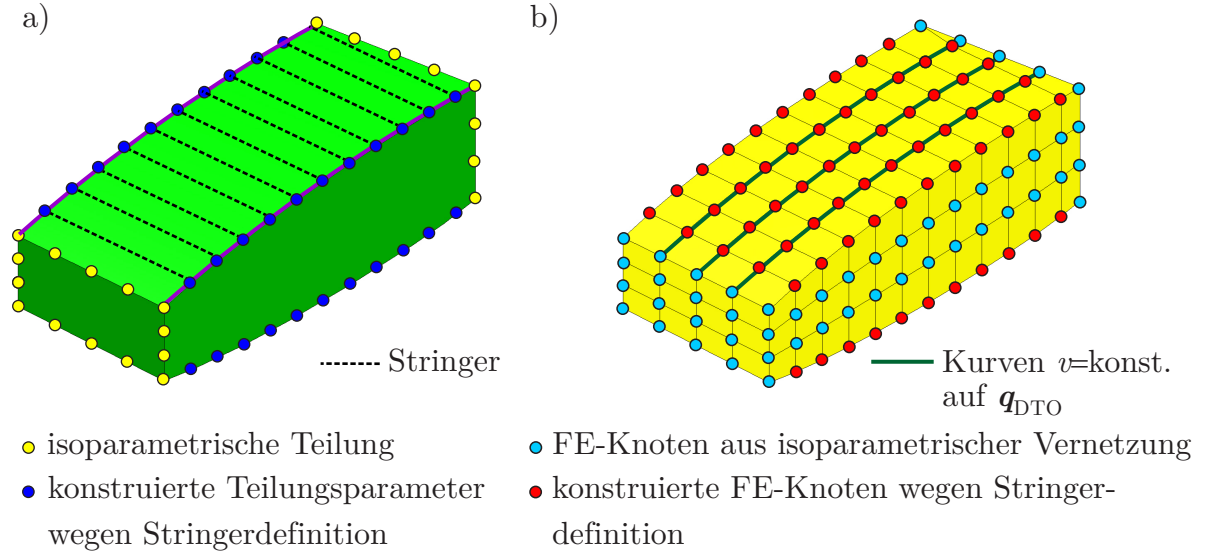


Abbildung 3.20: a) Teilungsparameter an den Teilflächen b) FE-Knoten

zu berücksichtigen. Es wird dazu der Abstand der ermittelten FE-Knoten auf den Stringern zu den jeweiligen Holmen ermittelt und, wenn der Abstand  $d_{stH}$  einen vorgegebenen Grenzwert unterschreitet, wird kein neuer FE-Knoten erzeugt. Da durch das Auslaufen der Stringer die Anzahl der Elemente in Flügeltiefenrichtung abnimmt, wird an dieser Stelle ein Dreieckselement erzeugt (siehe Abbildung 3.21b).

Stringer, Holmgurte und innere Versteifungen in den Rippen und Holmen werden als Balken modelliert. Für die Modellierung der Balken ist eine Balkenebene anzugeben. Diese Balkenebene wird über den Normalenvektor an der Position des Balkens für die jeweilige Teilfläche ermittelt. In Abbildung 3.21c sind die entsprechenden Vektoren dargestellt.

Da die Teilflächen einzeln und unabhängig voneinander vernetzt werden, sind die Finiten-Elemente benachbarter Teilflächen per se nicht miteinander verbunden. Weil die Anzahl und Position der vorgesehenen Finiten-Elemente an den Kanten von zwei benachbarten Teilflächen in gleicher Weise definiert wird, ergeben sich doppelte Knoten.

Das Auffinden dieser doppelten Knoten wird dadurch realisiert, dass beim Erzeugen eines neuen Knotens geprüft wird, ob an der ermittelten Position schon ein FE-Knoten existiert. Dieses wird über eine Abstandsberechnung des neuen Knotens zu den bisher ermittelten  $n$  FE-Knoten festgestellt. Ein FE-Knoten ist bereits vorhanden, wenn der Mindestabstand  $\varepsilon$  entsprechend mit

$$\| \mathbf{p}_{\text{neu}} - \mathbf{p}_i \| \leq \varepsilon \quad \text{mit} \quad i = 1, \dots, n \quad (3.36)$$

unterschritten wird. Die Definition eines sinnvollen Mindestabstandes wird über die Größenordnung des Flügels abgeschätzt. So hat sich  $\varepsilon = \frac{c}{1000}$ , mit  $c$  der mittleren

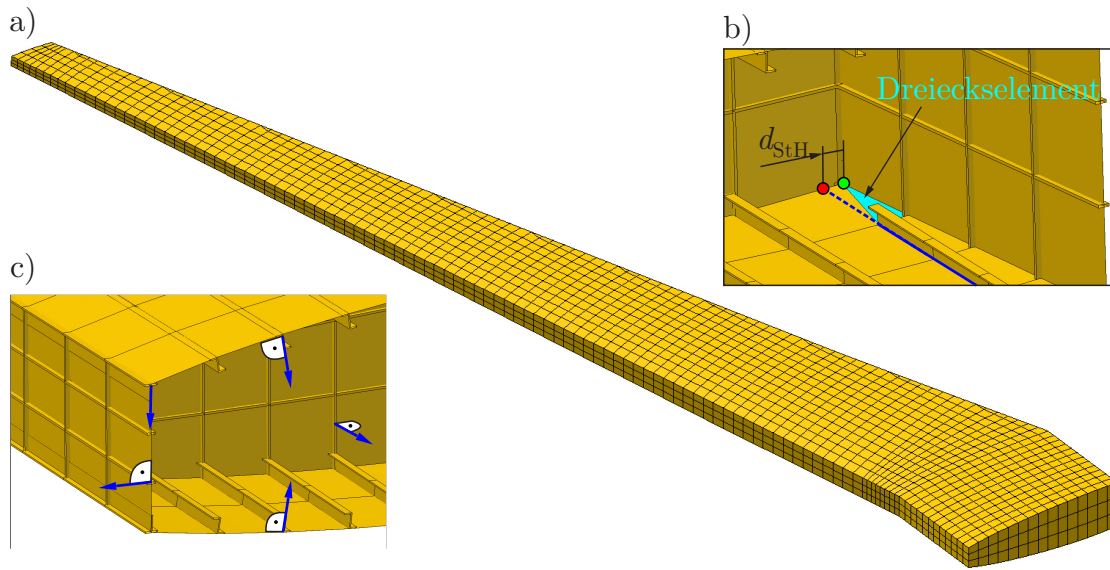


Abbildung 3.21: a) FE-Modell iGREEN-Flügel, b) Stringerauslauf, c) Normalenvektoren für Balkenelemente

Flügeltiefe (engl. mean aerodynamic chord), als geeignete Bestimmungsgleichung für  $\varepsilon$  in den Anwendungsbeispielen der vorliegenden Arbeit bewährt.

### 3.4.2 Aerodynamikmodell

Aus der parametrischen Beschreibung der Flügelgeometrie mit  $B$ -Spline Funktionen können für verschiedene aerodynamische Simulationsverfahren die entsprechenden Aerodynamikmodelle bereitgestellt werden. Dies umfasst Simulationsmodelle für die Doublet Lattice Methode (DLM) oder für Oberflächenpanelverfahren, wie z.B. VSAERO. Die Oberflächengeometrie für den Flügel, die im IGES-Format bereitgestellt werden kann, ist nach weiterer Bearbeitung auch geeignet, um Raumnetze für CFD-Verfahren wie das DLR-TAU zu erzeugen. Bearbeitungen umfassen z.B. die Verschneidung der Flügelgeometrie mit der Geometrie eines Flugzeugrumpfes. Dies kann z.B. mit CAD-Programmen, wie CATIA, oder auch MSC.Patran durchgeführt werden.

In der vorliegenden Arbeit wird als aerodynamische Methode die DLM eingesetzt. Basis für die Ermittlung der Eckpunkte des sogenannten Makropanels der DLM sind die ebenen Segmentflächen  $\mathbf{q}_{SE}$ . Die Eckpunkte werden über Parameterkoordinaten auf den jeweiligen  $B$ -Spline Flächen ermittelt. Auf diese Weise lassen sich auch Makropanel für Steuerflächen parametrisch festlegen. In Abbildung 3.22 geschieht dies über die Parameter  $b_{QR1}$  und  $b_{QR2}$  für die spannweite Position und über  $t_{QR1}$  und  $t_{QR2}$  für die Steuerflächentiefe. Diese kann aber auch über einen absoluten Abstand zum hinteren Holm definiert werden, um auch bei Parameteränderungen des konstruktiven Aufbaus des Flügels die Ruderachse automatisch anzupassen. Weitere Parameter beim Aufbau

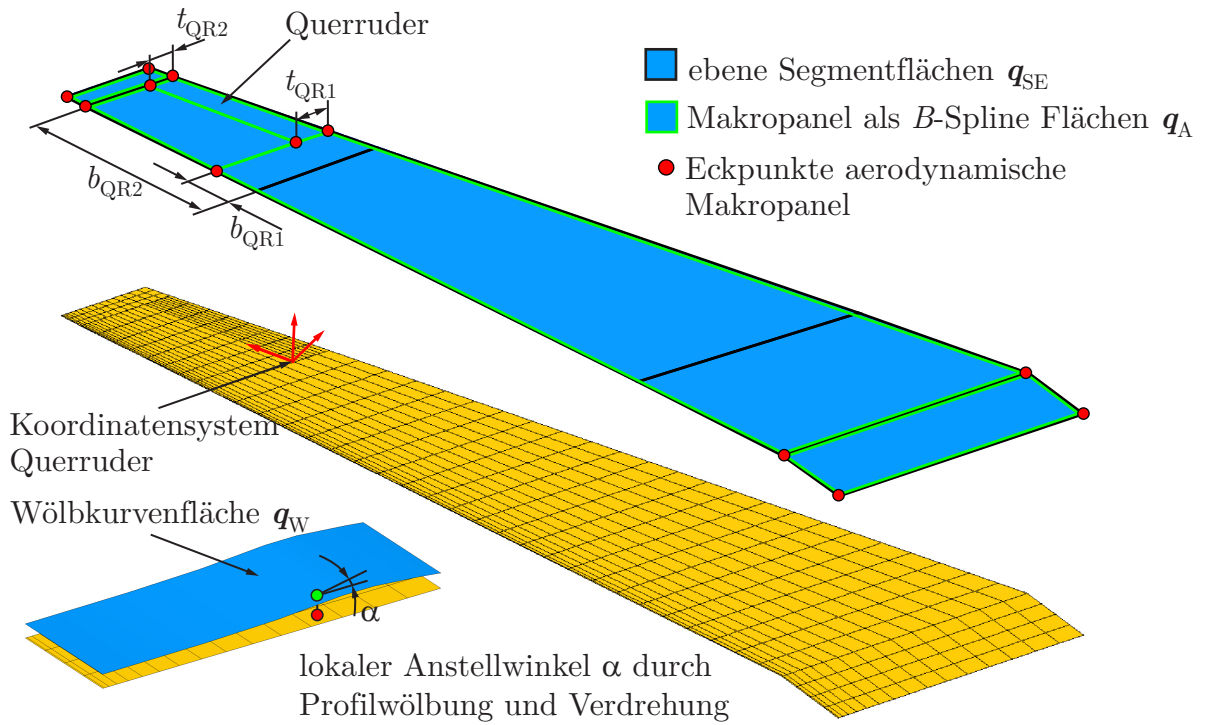


Abbildung 3.22: Aerodynamikmodell für die Doublet Lattice Methode (DLM)

der Makropanel sind eine vorgegebene Anzahl und die Verteilung der aerodynamischen Boxen in spannweitiser Richtung und in der Flügelteufe.

Bei der DLM können auch Korrekturfaktoren hinzugefügt werden, um die Profilwölbung und die Profilverdrehung bzw. den Einstellwinkel zu berücksichtigen. So kann je Streifen des DLM-Modells der Anstellwinkel der Profifsehne über die Fläche der interpolierten Profifsehnen ermittelt werden oder je aerodynamischer Box ein individueller Anstellwinkel über die  $B$ -Spline Fläche der interpolierten Wölblinien. Dazu wird zum Mittelpunkt eines aerodynamischen Panels der entsprechende Punkt auf der Wölbkurvenfläche mit den im Abschnitt 3.2.5 erläuterten Methoden ermittelt und an dieser Stelle die Ableitung der Flächenfunktion  $q_W$  nach dem Flächenparameter  $u$  über  $\frac{\partial q_W}{\partial u}$  berechnet. Der Winkel zwischen dem Ableitungsvektor und dem Richtungsvektor der globalen  $x$ -Achse ist der gesuchte lokale Anstellwinkel. Bei der DLM wird dieser Winkel über die W2GJ-Matrix bei der aerodynamischen Modellierung berücksichtigt.

Da das Geometriemodell für den Flügel auch für die Erstellung von CFD-Netzen geeignet ist, wird nachfolgend kurz auf diese Nutzungsmöglichkeit eingegangen. Die Geometrie, die bei der Netzerzeugung für CFD-Netze verwendet wird, soll „wasserdicht“ sein. Das bedeutet, dass vorhandene Klaffungen zwischen den Teilflächen, aus denen eine Geometrie in der Regel zusammengesetzt ist, einen maximalen Wert nicht überschreiten dürfen. Klaffungen sind per se zu erwarten, weil die Geometrien der Flächen unabhängig voneinander sind und auf der Interpolation bzw. Approximation von Punkten beruhen.



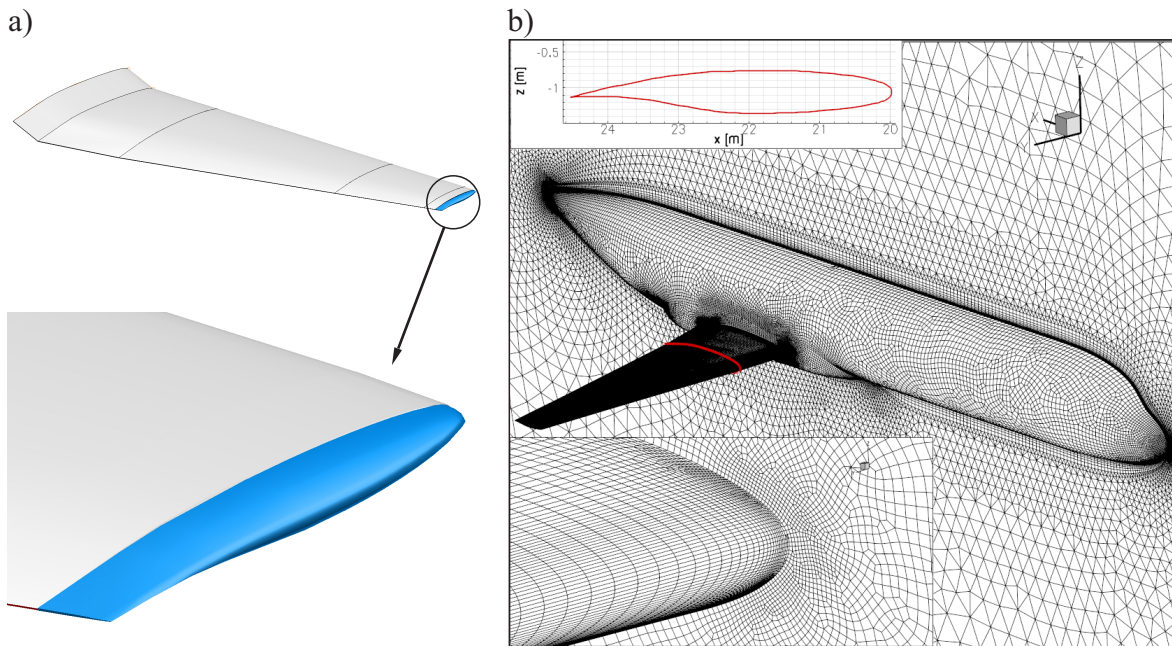


Abbildung 3.23: a) Geometrie Randkappe, b) CFD Netz für die LamAiR-I Konfiguration [137]

Mithilfe der dargestellten Ansatzfunktionen und differentialgeometrischen Konstruktionsmethoden werden zusätzlich zur Flügelgeometrie weitere  $B$ -Spline Flächen für die Randkappe des Flügels und für die Hinterkante konstruiert bzw. entsprechende  $B$ -Spline Flächen durch Interpolation von  $B$ -Spline Kurven aufgebaut (siehe Abbildung 3.23a). Die Parametrisierung der Randkappengeometrie ist [34] entnommen.

Eine Untersuchung zur Eignung des Geometriemodells für den Flügel für CFD-Simulationsmodelle bzw. CFD-Analysen findet sich in [137] (siehe auch Abbildung 3.23b). Darin werden CFD-Analysen für den LANN-Flügel und für eine Vorstudie der LamAiR Konfiguration, der LamAiR I Version, durchgeführt. Die Untersuchungen mit dem LANN-Flügel zeigen, dass die Geometriemodelle, die mit den Methoden der vorliegenden Arbeit aufgebaut werden können, auch für den Aufbau von CFD-Netzen geeignet sind. Die CFD-Simulationen zeigen eine gute Vergleichbarkeit mit Windkanalmessungen bzw. schon vorhandenen Simulationsergebnissen.

### 3.4.3 Lastreferenzachse, Kopplung Struktur- und Aerodynamikmodell

Für die aeroelastische Analyse werden zur Kopplung des Strukturmodells mit der aerodynamischen Modellierung FE-Knoten benötigt. Dazu werden für die Kopplung FE aufgebaut, die, wie in Abbildung 3.24 dargestellt, über MSC.Nastran RBE3-Elemente mit

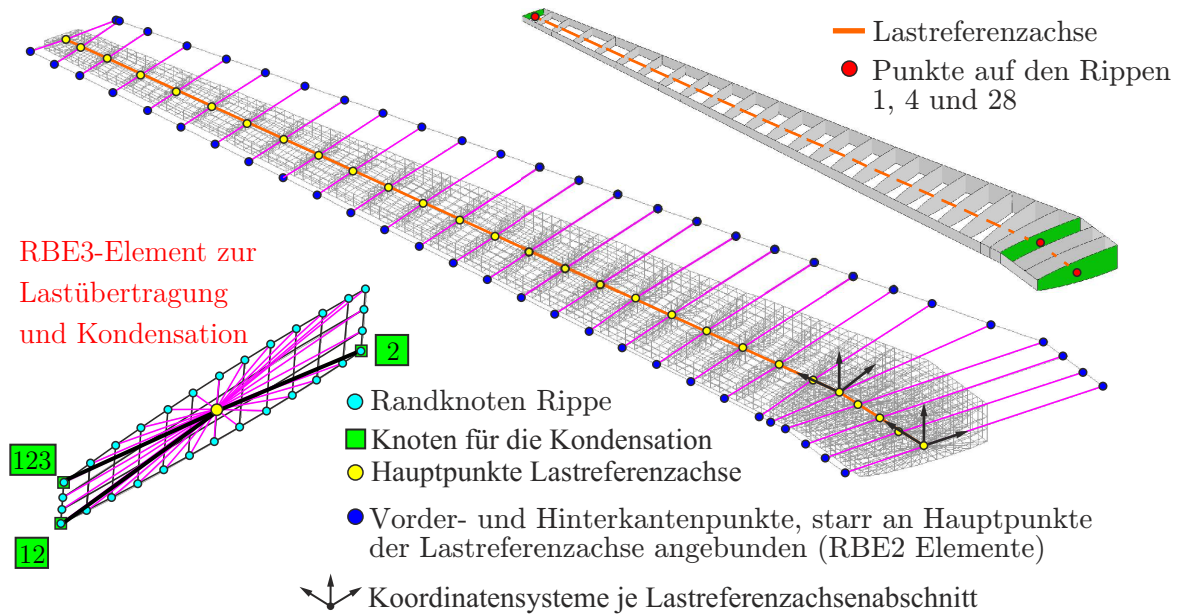


Abbildung 3.24: Anbindung Lastreferenzachse (LRA) an das FE-Modell

dem FE-Modell des Flügelkastens verbunden sind. Zu diesem Teil FE-Modell gehören die Knotenpunkte, über die die Lasten in die Struktur eingeleitet werden (gelbe Punkte in Abbildung 3.24). Diese liegen auf der sogenannten Lastreferenzachse (LRA). Dieser Linienzug wird in dem dargestellten Beispiel über drei Punkte definiert, die auf ausgewählten Rippen liegen. Diese Punkte werden über die  $B$ -Spline Flächen der Rippen ermittelt. Sie liegen im Beispiel aus Abbildung 3.24 an den Parameterkoordinaten (0,5; 0,5) und sind so gewählt, dass die LRA möglichst nahe der elastischen Achse verläuft. Die Punkte der LRA sind über die RBE3-Elemente mit den Randknoten der Rippen verbunden, um so die Lasten in die Struktur verteilt einzuleiten.

Für die Kopplung der aerodynamischen Kräfte auf die Struktur werden zusätzlich zu den Hauptpunkten der LRA noch Punkte auf der Vorder- und Hinterkante definiert (blaue Punkte in Abbildung 3.24). Diese liegen in der jeweiligen Rippenebene sowie auf der Vorder- bzw. Hinterkante der ebenen Segmentfläche, die für das DLM-Modell verwendet wird. Sie sind mit RBE2-Elementen starr mit den zugehörigen LRA-Knoten verbunden. Zur Konstruktion dieser Punkte werden  $B$ -Spline Kurven für die Vorder- und Hinterkante des Aerodynamikmodells aufgebaut und diese mit den Rippenebenen zu den Vorder- und Hinterkantenpunkten verschnitten.

Durch diese FE-Modellierung für die Kopplung werden lokale Effekte bei der Einleitung der aerodynamischen Kräfte und Momente verringert. Diese Kopplung eignet sich sowohl für die aeroelastische Analyse (Trimmanalyse für Lasten und Ruderwirksamkeit, Divergenzanalyse) als auch für die Einleitung der Lasten bei der Dimensionierung der Struktur.



### 3.4.4 Kondensation der Steifigkeiten auf die Lastreferenzachse

Die für die Lastverteilung definierten RBE3-Elemente können mit der sogenannten UM-Option auch dazu verwendet werden, die Steifigkeitseigenschaften des Flügelkastens auf die Knoten der Lastreferenzachse zu kondensieren. Dazu werden über sechs Freiheitsgrade an drei Eckknoten einer Rippe die sechs Freiheitsgrade des zugehörigen Lastreferenzachsenknotens interpoliert. Dadurch werden die sechs Freiheitsgrade der Lastreferenzachsenknoten aus dem sogenannten  $m$ -set der abhängigen Freiheitsgrade in das  $n$ -set der unabhängigen Freiheitsgrade überführt. Durch ein RBE3-Element ohne UM-Option ist der Lastreferenzachsenknoten einer Rippe abhängig von den Knoten, mit denen er verbunden ist. Die Auswahl der insgesamt sechs Freiheitsgrade der entsprechenden Rippenknoten kann so aussehen, dass vom vorderen oberen Rippeneckknoten die drei translatorischen Freiheitsgrade 1, 2 und 3 ( $x, y, z$ ), vom vorderen unteren Rippeneckknoten die translatorischen Freiheitsgrade 1 und 2 ( $x$  und  $y$ ) und von einem hinteren Rippeneckknoten der Freiheitsgrad 2 ( $y$ ) ausgewählt werden. Diese Freiheitsgrade auf den Rippen werden durch die UM-Option dem  $m$ -set zugewiesen, also den abhängigen Freiheitsgraden (siehe dazu auch Abbildung 3.24).

Da einige Randknoten der Wurzelrippe und die Übergangsrippe Flügelmittelkasten-Flügelkasten für den Anschluss des Flügels an den Restflugzeugknoten verwendet werden, stehen diese Knoten für die RBE3-Elemente mit UM-Option nicht zur Verfügung. Daher werden für diese Rippen Nachbarknoten ausgewählt, um die Kondensation auf die Lastreferenzachsenknoten zu modellieren.

Der parametrische Ansatz zum Aufbau der Simulationsmodellbausteine gewährleistet, dass die Knoten und Freiheitsgradzuordnungen auch bei Parametervariationen aktualisiert werden.

### 3.4.5 Anschlusselemente für den Flügel-Rumpfübergang

Neben dem dargestellten FE-Modell für den Flügel sind weitere FE nötig, um ein vollständiges Simulationsmodell für das halbe Flugzeug zu definieren. Ein solches wird beispielsweise benötigt, um die Trimmanalysen durchführen zu können, die als Lastanalysen im parametrischen Entwurfsprozess vorgesehen sind. Eine Elementgruppe dafür sind die Verbindungselemente des Flügelkastens mit dem FE-Knoten, der die Masse des halben Restflugzeuges ohne den rechten Flügel repräsentiert. Der Flügel-Rumpfübergang ist über drei Verbindungselemente realisiert, um die Anbindung des Flügelmittelkastens an den Rumpf strukturellmechanisch zu modellieren.

Dieses sind starre Verbindungen des Restflugzeugknotens mit der Wurzelrippe und der Rippe am Übergang des Flügelmittelkastens zum Flügelkasten. Um den Anschluss des Flügels an den Rumpf möglichst konstruktionsnah zu modellieren, werden ausgewählte Freiheitsgrade von Knoten an der Wurzelrippe und der Übergangsrippe vom Flügelmittelkasten zum Flügelkasten von den Freiheitsgraden des Anschlussknotens für das Restflugzeug mit RBE2-Elementen als abhängig definiert. Damit sollen die in einer

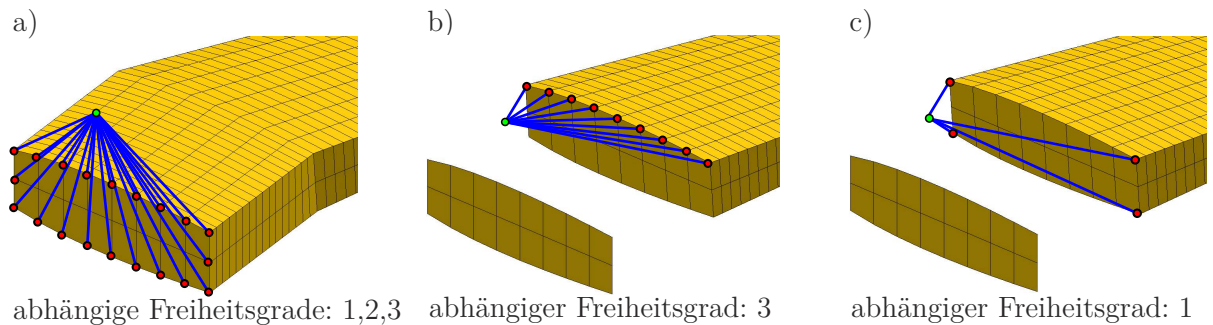


Abbildung 3.25: Starre Verbindungen Flügel-Rumpf Übergang, a) Verbindung zu den Randknoten der Wurzelrippe des Flügelkastens, b) Verbindung zu den Oberseitenknoten der Übergangsrippe Flügelkastens-Flügelkasten, c) Verbindung zu den Eckpunkten der Übergangsrippe Flügelkastens-Flügelkasten

Konstruktion eingesetzten Verbindungselemente wie Beschläge modelliert werden, mit denen ein Flügel mit dem Rumpf verbunden wird.

Bei dem in der Arbeit verwendeten Anschlusskonzept werden im ersten Anschlusselement die drei translatorischen Freiheitsgrade 1, 2 und 3 (Koordinatenrichtungen  $x$ ,  $y$  und  $z$ ) der Randknoten an der Wurzelrippe ausgewählt. Die Randknoten, die bei der Kondensation der Steifigkeit vorgesehen sind, können dabei nicht verwendet werden (siehe Unterabschnitt 3.4.4). In einem zweiten Anschlusselement wird der Freiheitsgrad 3, die  $z$  Richtung, der Knoten des oberen Rippenrandes der Flügelkastens-Übergangsrippe vom Restflugzeugknoten als abhängig festgelegt. Beim dritten Anschlusselement wird der Freiheitsgrad 1, die  $x$ -Richtung, der Eckknoten der Flügelkastens-Übergangsrippe vom Restflugzeugknoten als abhängig definiert (siehe Abbildung 3.25).

#### 3.4.6 Triebwerk und Triebwerksgondel

Zur vereinfachten Modellierung einer Triebwerksgondel oder auch Pylon genannt, wird nach Vorgabe des Schwerpunktes des Triebwerks, ein FE-Modell mit Balkenelementen modelliert. Dieses ist in einem parametrisierten Abstand unterhalb des Flügelkastens positioniert. Das Triebwerk selbst wird nur mit einem Massenpunkt modelliert. Die Gondel ist aus zwei Abschnitten zusammengesetzt. Der erste Abschnitt des Balkens, der zwischen den vorderen und hinteren Aufhängungspunkten am Flügel liegt, besteht aus einem quadratischen Vierkantrohrquerschnitt mit konstanter Wanddicke. Der vordere Abschnitt ist ein Vierkantrohrquerschnitt mit abnehmender Höhe. Die Balkenparameter der Gondel werden mit der Zielsetzung abgeschätzt, dass sich die strukturdynamischen Eigenschaften (Eigenmoden und Frequenzen) der Gondel mit Triebwerk an bekannten Flugzeugkonfigurationen orientieren (siehe u.a. [158], [7], [15], [14]).

Die Rippen, an denen der Pylon mit entsprechenden Balkenelementen verbunden wird, werden automatisch ermittelt. Dabei werden die beiden Rippen ausgewählt, deren  $y$ -Koordinaten des unteren Eckpunktes an der Vorderkante den kürzesten  $y$ -Abstand zur vorgegebenen Schwerpunktkoordinate des Triebwerks haben. Da die Triebwerke der iGREEN-Konfiguration am Rumpf angebracht sind, wird an dieser Stelle ausnahmsweise der Flügel der DLR D150-Konfiguration zur Anschauung der Modellierung verwendet (siehe dazu Abbildung 3.26).

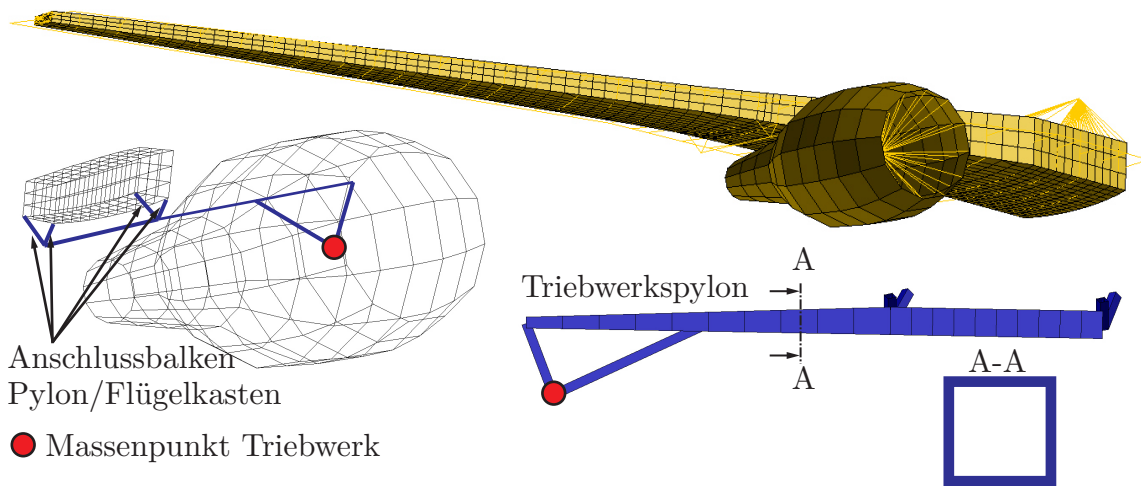


Abbildung 3.26: Modellierung Pylon und Triebwerk der D150-Konfiguration

### 3.4.7 Massenmodell für die Kraftstoffverteilung

Zur Modellierung der Massenverteilung des Kraftstoffs wird zunächst eine Ebene als  $B$ -Spline Fläche konstruiert, die dem Oberflächenspiegel des Kraftstoffs im Flügelkasten entspricht (siehe Abbildung 3.27a). Darin ist  $z_K$  die  $z$ -Position der Ebene und  $\alpha_K$  ein Neigungswinkel, Letzterer um u.a. den Anstellwinkel des Flugzeugs und damit das Schwappen des Kraftstoffs (engl. sloshing) zu berücksichtigen. Ein Kraftstofftank wird durch zwei Rippen sowie von den vorderen und hinteren Holmen begrenzt.

Es werden zunächst die Schnittpunkte der Ebene des Kraftstoffs mit den Rippenbegrenzungskurven oben, unten und an den Seiten des definierten Kraftstofftanks ermittelt. Mit weiteren Punkten der Rippenunterseitenkurven wird je Abschnitt zwischen zwei benachbarten Rippen ein Volumenelement definiert (siehe Abbildung 3.27b). Über eine Massenanalyse je Volumenelement mit vorgegebener Dichte des Kraftstoffs, sowie der Berücksichtigung des Ausnutzungsgrads des Tanks, erhält man die Massenparameter je Abschnitt zwischen zwei Rippen (siehe Abbildung 3.27c). Diese umfassen die Masse, den Schwerpunkt und die Trägheitsmomente. Diese werden als Massenpunktelement als MSC.Nastran CONM2-Karte umgesetzt. Der Ausnutzungsgrad ist abhängig vom

Typ des Kraftstofftanks. Bei RAYMER [142] sind dazu einige Anhaltswerte gegeben. Bei Kraftstofftanks von Verkehrsflugzeugen liegt demnach der Ausnutzungsgrad bei ca. 85%.

Über die Definition von verschiedenen Kraftstoffebenen für ausgewählte Füllzustände und der jeweiligen Berechnung der Massenparameter können Kennkurven ermittelt werden, mit denen z.B. bei einer vorgegebenen absoluten oder prozentualen Kraftstoffmenge je Kraftstofftank, die Füllhöhe  $z_K$  interpoliert werden kann. Dadurch können eine Reihe von Massenmodellen für die Betankung definiert werden.

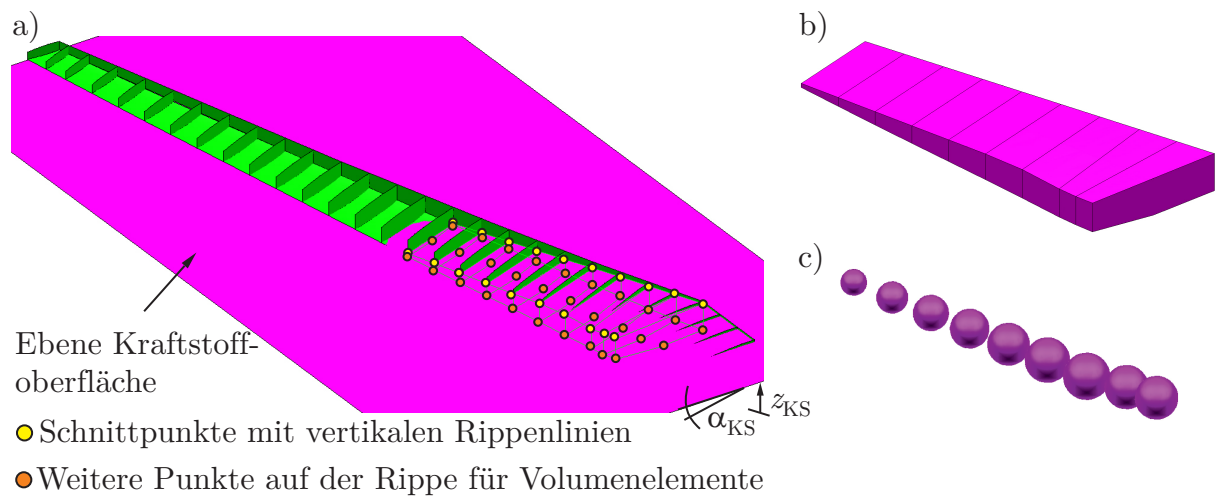


Abbildung 3.27: Massenmodell Kraftstoff, a) Verschneidung Kraftstoffebene mit Rippen, b) Volumenelemente zwischen zwei Rippen, c) Punktmassen

#### 3.4.8 Massenmodell Gesamtflügel und halbes Restflugzeug

Für die Trimmanalysen, also die Lastanalysen, die Simulation des mittleren Reisefluges und die Simulation des Rollmanövers zur Untersuchung der Querruderwirksamkeit, wird ein vollständiges Massenmodell für das halbe Flugzeug benötigt. Die Simulationen werden mit einem Halbmodell ausgeführt. Dieses setzt sich aus dem Massenmodell des Flügels und dem des sogenannten Restflugzeuges zusammen. Letzteres wird nur mit einem FE-Knoten und einem Massenelement modelliert.

Das Massenmodell des Flügels besteht aus der reinen Strukturmasse des tragenden Flügelkastens, den Massen der Sekundärstruktur (Vorder- und Hinterkantenklappen und Querruder) und aus verschiedenen nicht-strukturellen Massen. Nicht-strukturelle Massen sind z.B. zusätzliche Massen, die die Anbringung des Flügels an den Rumpf berücksichtigen oder den Anschluss eines Triebwerks an den Flügel. Ferner sind damit pauschale Materialaufschläge aufgrund der Fertigung oder die zusätzliche Masse durch den Landestoß gemeint. Diese werden teilweise als pauschale Massen mit analytischen For-

meln ermittelt und mit weiteren FE-Modellen des Flügelkastens modelliert, um eine verteilte Modellierung der Masse zu realisieren. Zur Ermittlung der Massenverteilung der strukturellen und nicht-strukturellen Masse des Flügelkastens werden abschnittsweise Teil FE-Modelle aufgebaut (z.B. alle Elemente zwischen zwei Rippen) und für diese die Massenparameter ermittelt (siehe auch Abbildung 3.28).

Bei den Massen der Sekundärstruktur bzw. den nicht-strukturellen Massen wird die jeweilige Masse im Vorhinein über entsprechende Formeln aus dem Konzeptentwurf ermittelt [190]. Danach werden die Wanddicken der jeweiligen FE-Modelle entsprechend angepasst, um die ermittelte Masse zu erzielen. Schließlich werden abschnittsweise je Baugruppe Einzelmassen mit den wesentlichen Massenparametern, wie die Masse selbst, die Schwerpunktlage und die Massenträgheitsmomente, berechnet.

Da sich die Masse des Flügelkastens im Dimensionierungsprozess ändert und auch für verschiedene Parametervariationen unterschiedlich sein kann, aber die jeweilig vorab definierten Massenkonfigurationen für die Trimmanalysen hinsichtlich der Masse und der Schwerpunktlage festgelegt sind, wird die Masse und die Schwerpunktlage, die das Restflugzeug repräsentiert, entsprechend im Entwurfsprozess angepasst.

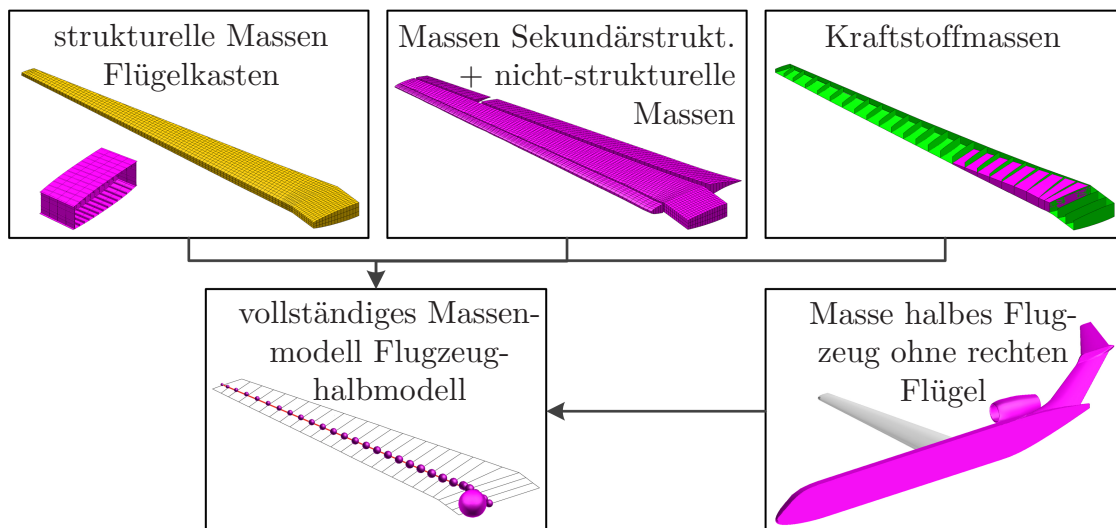


Abbildung 3.28: Integration der verschiedenen Massen in die Lastreferenzachsenknoten und dem Restflugzeugknoten

### 3.4.9 Optimierungsmodelle

Für die Dimensionierung mit mathematischen Optimierungsalgorithmen ist ein Optimierungsmodell zu definieren. Dieses umfasst die Definition von Entwurfsvariablen  $\mathbf{x}$ , den Restriktionen  $\mathbf{g}$  und der Zielfunktion  $f$ . Als Entwurfsvariablen werden die Wanddicken der Schalelemente definiert. Mehrere Elemente können dabei in einer Gruppe zu einer Entwurfsvariablen zusammengefasst werden (engl. variable linking).

Zum einen können die Teilflächen der Deckhäute zwischen zwei Rippen, die Teilflächen der Holme zwischen zwei Rippen und die Elemente einer Rippe als eine Entwurfsvariable definiert werden. Weiterhin können die Waddicken aller Elemente je eine Entwurfsvariable sein. Bei den Deckhäuten besteht noch die Möglichkeit, die Elemente zwischen zwei benachbarten Rippen und zwei nebeneinanderliegenden Stringern als eine Entwurfsvariable zu definieren. Hiermit können auch unterschiedliche Waddicken in Flügelkastentiefenrichtung realisiert werden. Bei der Dimensionierung der Struktur mit den Aeroelastikrestriktionen mit einem in dieser Weise fein aufgelösten Entwurfsvariablenmodell können insbesondere die lokalen Auswirkungen dieser Restriktion auf den Strukturentwurf untersucht werden. In Abbildung 3.29a sind die drei Entwurfsvariablenmodelle als Teil des Optimierungsmodells dargestellt.

Ein weiterer Bereich des Optimierungsmodells ist die Definition der Restriktionen. Zum einen wird die VON-MISES-Vergleichsspannung als Restriktion für jedes Schalenelement und für jeden Lastfall definiert. Weiterhin wird lokales Beulen ebenfalls für alle Schalenelemente berücksichtigt und über das parametrische Geometriemodell des Flügelkastens die Zuordnung eines Elementes zu einem Beulfeld definiert sowie die zugehörigen Abmessungen der Beulfelder ermittelt. Das ist beispielsweise die Breite  $b_{St}$  und die Länge  $l_{St}$  bei den Beulfeldern auf der Deckhaut, die zwischen zwei benachbarten Stringern und Rippen liegen. Bei Rippen und Holmen mit inneren Versteifungen werden die Abmessungen der einzelnen Elemente verwendet. Diese dienen dazu, die Sicherheitsfaktoren  $SF_{BD}$  für Beulen infolge Druckbeanspruchung und  $SF_{BS}$  für Beulen infolge Schubbelastung zu berechnen. Siehe dazu auch Abbildung 3.29b.

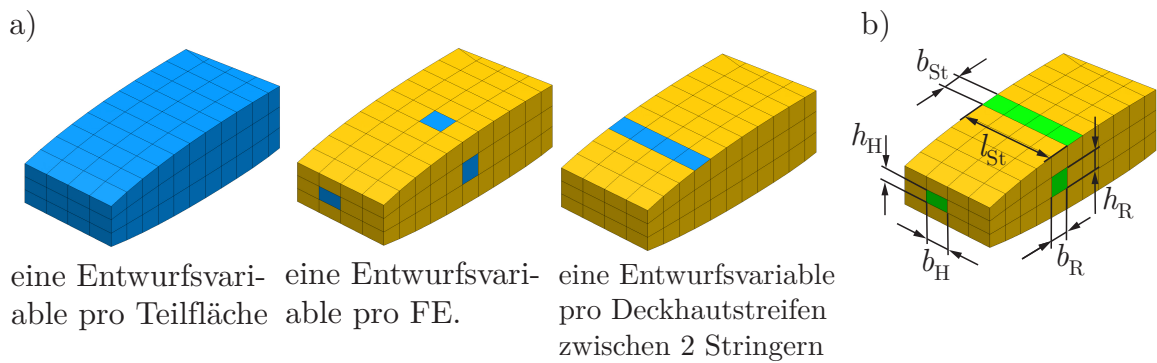


Abbildung 3.29: a) Entwurfsvariablen (EV) Definition b) Geometrieparameter der Beulfelder

### 3.4.10 Parameter analytisch-empirische Querschnittsdimensionierung

Bei der im Unterkapitel 5.1 erläuterten analytisch-empirischen Querschnittsdimensionierung werden einige Geometrieparameter für den jeweilig betrachteten Flügelkasten-

querschnitt benötigt. Diese werden über die  $B$ -Spline Flächen der Rippen des Geometriemodells für den Flügelkasten ermittelt. Das sind die Parameter  $h_1$ ,  $h_2$  und  $h_{max}$  zur Ermittlung der mittleren Höhe des Flügelkastens und  $c_b$  für die Tiefe des jeweiligen Flügelkastenquerschnitts. Ferner wird der Rippenabstand  $d_R$  berechnet und die Anzahl der Stringer, bei einem vorgegebenen festen Abstand  $d_{St}$  der Stringer (siehe Abbildung 3.30).

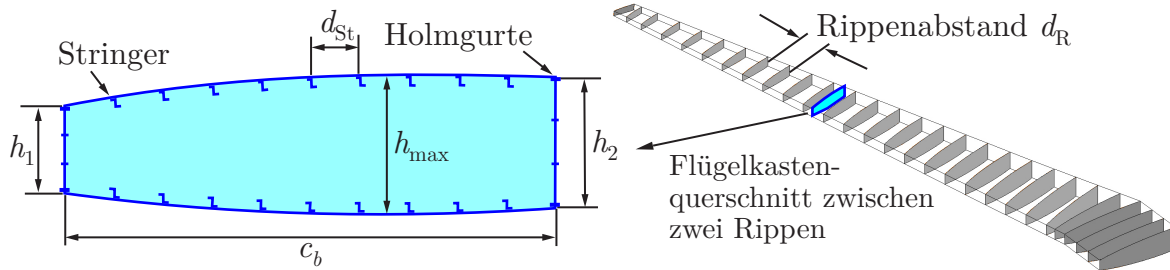


Abbildung 3.30: Geometrieparameter für die Schnittlastendimensionierung





## 4 Multidisziplinäre Simulation

Zur Untersuchung der Auswirkungen der statischen aeroelastischen Anforderungen auf den Strukturentwurf wird in Kapitel 2 ein parametrischer Entwurfsprozess vorgestellt, in dessen Verlauf verschiedenste Simulationen durchgeführt werden. Diese umfassen die statische und dynamische Analyse des Strukturmodells des Flügelkastens, Trimmanalysen für die Ermittlung der Lasten, die Simulation des Rollmanövers und des 1g Reisefluges sowie die Divergenzanalyse. Die physikbasierten Grundlagen dieser Simulationsverfahren und die dabei zu ermittelnden Zustandsgrößen werden im nachfolgenden Kapitel erläutert.

Zunächst wird ein Überblick der wichtigsten Zustandsgrößen gegeben. Danach schließen sich die Grundlagen zur Finite-Elemente-Methode (FEM) an, die die wesentliche Simulationsmethode aufseiten der Strukturanalyse darstellt. Im Weiteren werden die Analyseverfahren dargelegt, mit denen statische und dynamische Zustandsgrößen berechnet werden. Der analytische Ansatz zur Ermittlung der Beulsicherheit schließt sich an, sowie die Erläuterung der Grundlagen zur aeroelastischen Analyse. Diese umfasst die Lastanalyse, die Simulation des 1g Reisefluges, die Simulation des Rollmanövers zur Ermittlung der Querruderwirksamkeit und die Berechnung des Divergenzstaudruckes.

### 4.1 Zustandsgrößen und Simulationsverfahren

Nachfolgend werden die verschiedenen im parametrischen Entwurfsprozess ermittelten Zustandsgrößen erläutert. Bei der Lastanalyse sind die Zustandsgrößen die auf die Struktur wirkenden Kräfte  $\mathbf{f}_B$ , die durch Trimmanalysen am elastischen Flugzeug ermittelt werden. Diese setzen sich aus aerodynamischen Kräften und Trägheitskräften zusammen.

Die Zustandsgrößen, die im Rahmen der Dimensionierung ermittelt werden, sind zum einen die Bauteilspannungen  $\sigma_V$ , die nach erfolgter Dimensionierung der Struktur kleiner oder gleich den zulässigen materialabhängigen Spannungen sein müssen. Als Vergleichsspannung wird die VON-MISES-Spannung gewählt. Diese Zustandsgrößen werden je Schalenelement pro Lastfall mit der statischen Analyse der FEM ermittelt. Neben den Spannungen  $\sigma_V$ , sind auch die Verformungen  $u_a$  ausgewählter FE-Knoten weitere Ergebnisse der FE-Analyse.

Da die tragende Struktur des Flügels eine dünnwandige Schalenkonstruktion ist, gibt es auch strukturmechanisch stabilitätsgefährdete Bereiche. Für ausgewählte Bereiche der Flügelkastenstruktur wird die lokale Beulsicherheit  $SF$  ermittelt. Dabei wird für die

Deckhaut der Sicherheitsfaktor  $SF_{BD}$  für Druckbeanspruchung und für die Holme und Rippen der Sicherheitsfaktor  $SF_{BS}$  für Beulen infolge Schubbeanspruchung berechnet. Die Sicherheitsfaktoren  $SF_{BD}$  und  $SF_{BS}$  werden mit einem analytischen Ansatz ermittelt.

Da insbesondere der Einfluss von Ruderwirksamkeit und Divergenz beim Strukturentwurf für den tragenden Flügelkasten untersucht werden soll, werden die entsprechenden Zustandsgrößen ebenfalls berechnet. Für die Überprüfung der Rollwirksamkeit wird üblicherweise die Rolleffektivität  $\varepsilon_{ff}$  betrachtet. Das ist der negative Quotient aus dem Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  infolge des Querruderausschlages  $\delta_a$  und dem Rollbeiwert  $C_{l,p}$  durch das eigentliche Rollen mit der Rollgeschwindigkeit  $p$ . Bei der Dimensionierung wird als Restriktion allerdings nur  $C_{l,\delta_a}$  verwendet. Dieser Parameter wird bei Ruderumkehr negativ. Für die Divergenzanalyse ist der Divergenzstaudruck  $q_D$  die Zustandsgröße, die für eine vorgegebene Machzahl  $Ma$  ermittelt wird. Sie ist die Restriktion bei der Dimensionierung. Bei der aeroelastischen Analyse kommen die FE-Methode aufseiten der Struktur und die Doublet-Lattice-Methode (DLM) aufseiten der Aerodynamik in gekoppelter Simulation zum Einsatz.

Schließlich sind auch die Masse des Flügelkastens  $m_{FK}$  und die Gesamtmasse des Flügels  $m_F$  Ergebnisse der FE-Analyse. Hierzu werden die Massen der einzelnen FE des Flügelkastens aufsummiert. Für die Flügelgesamtmasse  $m_F$  kommen noch die Beiträge weiterer Massen hinzu, wie die der Klappen und nicht-strukturelle Massen.

Eine Zusammenfassung der Zustandsgrößen und die verwendeten Simulationsverfahren sind in Tabelle 4.1 aufgelistet.

Tabelle 4.1: Zustandsgrößen und zugehörige Simulationsverfahren

| Zustandsgröße                               | Simulationsverfahren                        |
|---|---|
| Bauteilspannungen $\sigma_V$                | Statische Analyse mit FEM                   |
| Beulsicherheit $SF_{BD}, SF_{BS}$           | Statische Analyse + analytischer Ansatz     |
| Rollbeiwerte $C_{l,\delta_a}$ und $C_{l,p}$ | Aeroelastische Trimmanalyse mit FEM und DLM |
| Ruderwirksamkeit $\varepsilon_{ff}$         | Aeroelastische Trimmanalyse mit FEM und DLM |
| Divergenzstaudruck $q_D$                    | Divergenzanalyse mit FEM und DLM            |
| Manöverlasten $\mathbf{f}_B$                | Aeroelastische Trimmanalyse mit FEM und DLM |
| Flügelmasse $m_F$                           | Gewichtsanalyse mit FEM (alle Beiträge)     |
| Flügelkastenmasse $m_{FK}$                  | Gewichtsanalyse mit FEM (nur Flügelkasten)  |
| Verformungen $u_a$                          | Trimmanalyse 1g Reiseflug                   |

## 4.2 Die Finite-Elemente Methode

Die Finite-Elemente-Methode (FEM) ist ein numerisches Verfahren zur näherungsweisen Lösung partieller Differenzialgleichungssysteme mit Randbedingungen. Das Grundkonzept der FEM besteht darin, ein Berechnungsgebiet in eine Vielzahl kleiner Teilbereiche,

die „Finiten Elemente“ (FE), zu diskretisieren. Diese sind über gemeinsame Knoten miteinander verbunden. Für die einzelnen FE werden Ansatzfunktionen definiert, die in partielle Differenzialgleichungen eingehen und zusammen mit den Randbedingungen ein meist großes Gleichungssystem ergeben.

Mit dieser Methode können physikalische Problemstellungen aus verschiedensten Bereichen der Technik bearbeitet werden, wie u.a auch bei der Wettervorhersage, in der Medizintechnik und im Fahrzeugbau. Bei Luftfahrtstrukturen, wie Flugzeugflügel, können die statischen und die dynamischen sowie die aeroelastischen Zustandsgrößen mit der FEM ermittelt werden. Bei den aeroelastischen Zustandsgrößen kommen noch Modelle und Verfahren der stationären und instationären Aerodynamik sowie die Kopplung beider Modellierungen und Methoden hinzu. Die FEM ist im Ingenieurwesen eines der wichtigsten numerischen Berechnungsverfahren bei der Analyse des Betriebsverhaltens von Bauteilen.

### 4.2.1 Grundgleichungen

Grundlage für die Formulierung des physikalischen Verhaltens eines Bauteils ist das Prinzip vom Minimum des elastischen Potentials nach RITZ. Für allgemeine zwei- oder dreidimensionale elastische Körper kann für sein elastisches Potenzial  $\Pi$  folgendes formuliert werden:

$$\Pi = \frac{1}{2} \int_V \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\sigma} dV - \int_V \mathbf{u}^T \mathbf{p} dV - \int_O \mathbf{u}^T \mathbf{q} dO \quad (4.1)$$

Darin ist  $\boldsymbol{\varepsilon}$  der Vektor der Verzerrungen (Dehnungen und Gleitungen),  $\boldsymbol{\sigma}$  der Vektor der Spannungen (Normal- und Schubspannungen),  $\mathbf{u}$  der Vektor der Verschiebungen,  $\mathbf{p}$  der Vektor der volumenbezogenen Belastungen (z.B. Eigengewicht) und  $\mathbf{q}$  der Vektor der Oberflächenlasten (z.B. Druck).

Beim klassischen RITZ-Verfahren werden für die unbekannten Verschiebungsfunktionen  $\mathbf{u}$  Ansatzfunktionen gewählt, deren freie Koeffizienten über die geometrischen Randbedingungen zu bestimmen sind. Während die Ansatzfunktionen bei RITZ über den gesamten Körper formuliert werden, wird bei der FEM der Ansatz für jedes einzelne FE aufgestellt. Die Kompatibilität zwischen den Elementen wird über die Stetigkeit der Verschiebungen  $\mathbf{u}$  an den gemeinsamen Knotenpunkten erzielt.

Im Folgenden werden die grundlegenden Zusammenhänge dargestellt, um vom allgemeinen RITZ-Ansatz zu den wesentlichen Gleichungen der FEM zu gelangen. Da im eindimensionalen Fall zwischen der Verzerrung  $\varepsilon_i(x)$  und der Verschiebung  $u_i(x)$  der Zusammenhang  $\varepsilon_i(x) = \frac{\partial u_i}{\partial x}$  gilt, folgt daraus für den Verzerrungsvektor  $\boldsymbol{\varepsilon}$ :

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{D} \mathbf{u} \quad (4.2)$$

mit der Operatormatrix  $\mathbf{D}$ .

Weiterhin wird der allgemeine Verschiebungsvektor  $\mathbf{u}$ , wie beim RITZ-Ansatz üblich, über die elementbezogenen Ansatzfunktionen  $\mathbf{\Omega}_e$  und den Verschiebungen  $\mathbf{u}_e$  an den Elementknoten formuliert:

$$\mathbf{u} = \mathbf{\Omega}_e \mathbf{u}_e \quad (4.3)$$

Die Spannungen können unter den Voraussetzungen der linearen Elastizitätstheorie über

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon} \quad (4.4)$$

mit dem Elastizitätstensor  $\mathbf{C}$  ermittelt werden.

Nach Einsetzung der Gleichungen 4.2, 4.3 und 4.4 in die Systemgleichung 4.1, liefert die Extremalbedingung als Summe über alle Elemente:

$$\delta \Pi(\mathbf{u}) = \delta \mathbf{u} \sum_e (\mathbf{u}_e \int_V \mathbf{\Omega}_e^T \mathbf{D}^T \mathbf{C}_e \mathbf{D} \mathbf{\Omega}_e dV - \int_V \mathbf{\Omega}_e \mathbf{p} dV - \int_O \mathbf{\Omega}_e^* \mathbf{q} dO) = 0 \quad (4.5)$$

mit der sogenannten Elementsteifigkeitsmatrix

$$\mathbf{K}_e = \int_V \mathbf{\Omega}_e^T \mathbf{D}^T \mathbf{C}_e \mathbf{D} \mathbf{\Omega}_e dV \quad (4.6)$$

und den Elementlasten

$$\mathbf{f}_e = \mathbf{f}_p + \mathbf{f}_q = \int_V \mathbf{\Omega}_e \mathbf{p} dV + \int_O \mathbf{\Omega}_e^* \mathbf{q} dO \quad (4.7)$$

Für das statische Gleichgewicht auf der Elementebene gilt also die Elementsteifigkeitsbeziehung:

$$\mathbf{K}_e \mathbf{u}_e = \mathbf{f}_e \quad (4.8)$$

Alle Elementsteifigkeitsbeziehungen zusammen ergeben die Systemgleichung, die bei der statischen Analyse verwendet wird. Die Elementsteifigkeitsmatrizen werden darin zur  $g \times g$  Gesamtsteifigkeitsmatrix  $\mathbf{K}_{gg}$  assembliert, indem die Steifigkeitsbeiträge der einzelnen Elemente an den Freiheitsgraden der Knotenkoordinaten aufsummiert werden. Wenn keine Bewegungseinschränkungen definiert sind, hat ein Knoten sechs Freiheitsgrade, drei Translationen, je in  $x$ -,  $y$ - und  $z$ -Richtung, sowie drei Rotationen, je um die  $x$ -, die  $y$ - und die  $z$ -Achse. Die Steifigkeitsbeziehung für das gesamte System folgt daraus mit der globalen Steifigkeitsmatrix  $\mathbf{K}_{gg}$ , den Verschiebungen  $\mathbf{u}_g$  und dem Lastvektor  $\mathbf{f}_g$  im sogenannten  $g$ -Set zu:

$$\mathbf{K}_{gg} \mathbf{u}_g = \mathbf{f}_g \quad (4.9)$$

Die Set-Bezeichnungen (z.B.  $gg$ ) entstammen den Konventionen des Strukturanalysesprogramms MSC.Nastran (siehe auch [39]). Das  $g$ -Set beinhaltet alle sechs Freiheitsgrade pro Knotenpunkt. Im  $g$ -Set sind noch keine Zwangsbedingungen oder Abhängigkeiten der Knoten untereinander berücksichtigt. Zwangsbedingungen können z.B. Einspannungsbedingungen einzelner FE-Knoten sein, bei denen einzelne definierte Freiheitsgrade aus dem  $g$ -Set herausgenommen werden. Die Gleichung 4.9 ist wegen der Singularität von  $\mathbf{K}_{gg}$  nicht lösbar. Durch Berücksichtigung von Zwangsbedingungen oder der Sperrung von einzelnen Freiheitsgraden erhält man allerdings ein lösbares Gleichungssystem. Dieses wird durch Streichung entsprechender Zeilen- und Spalteneinträge innerhalb der  $\mathbf{K}_{gg}$  realisiert. Nach weiteren Reduktionsschritten, in denen u.a. Abhängigkeiten von Knoten über RBE2- und RBE3-Elemente berücksichtigt werden, erhält man das  $f$ -Set. Dieses geht schließlich durch statische Kondensation nach GUYAN [72] ins Analyseset, dem sogenannten  $a$ -Set, über. Bei dem letzten Kondensationsschritt zum  $a$ -Set werden die Knoten, an denen Kräfte angreifen, dem  $a$ -Set zugeordnet und die an denen keine Kräfte angreifen dem  $o$ -Set. Die Systemgleichung für das  $a$ -Set folgt dann zu

$$\mathbf{K}_{aa} \mathbf{u}_a = \mathbf{f}_a \quad (4.10)$$

Bei den verschiedenen Trimmanalysen, die im parametrischen Entwurfsprozess durchgeführt werden, wird eine besondere Form der  $a$ -Set Kondensation angewandt. Dabei werden für die Flugzeughalbmodelle für das  $a$ -Set folgende Knoten fest definiert. Es sind die Knoten

- der Lastreferenzachse des Flügels,
- des Triebwerks am Flügel (ein Knoten),
- der Triebwerksgondel
- für das halbe Restflugzeug (ein Knoten)

Die Kondensation der Steifigkeit auf die Knoten, die auf der Lastreferenzachse (LRA) liegen, wird in MSC.Nastran über sogenannte RBE3-Elemente mit der UM-Option realisiert. Ein LRA-Knoten, der in der Ebene einer Rippe liegt, wird als von den Randknoten der zugehörigen Rippe abhängiger Knoten definiert. Damit gehört er zunächst zum sogenannten  $m$ -Set. Dieses besteht aus den Freiheitsgraden, die aus dem  $g$ -Set herausgestrichen werden, um das  $n$ -Set zu erhalten ( $g$ -Set minus  $m$ -Set =  $n$ -Set). Um den LRA-Knoten als unabhängigen Knoten des  $n$ -Sets und damit auch in der Folge des  $a$ -Sets zu erhalten, werden über sechs ausgewählte Freiheitsgrade des  $n$ -Sets, die translatorischen und rotatorischen Verschiebungen der sechs Freiheitsgrade des LRA-Knotens interpoliert. Geeignet sind z.B. drei Knoten der Rippe, vorzugsweise Eckknoten. In Abbildung 4.1 ist dies dargestellt, wobei von einem Eckknoten die drei translatorischen Freiheitsgrade  $x$ ,  $y$  und  $z$  (123), von einem weiteren nur die Freiheitsgrade  $y$  und  $z$  (23)

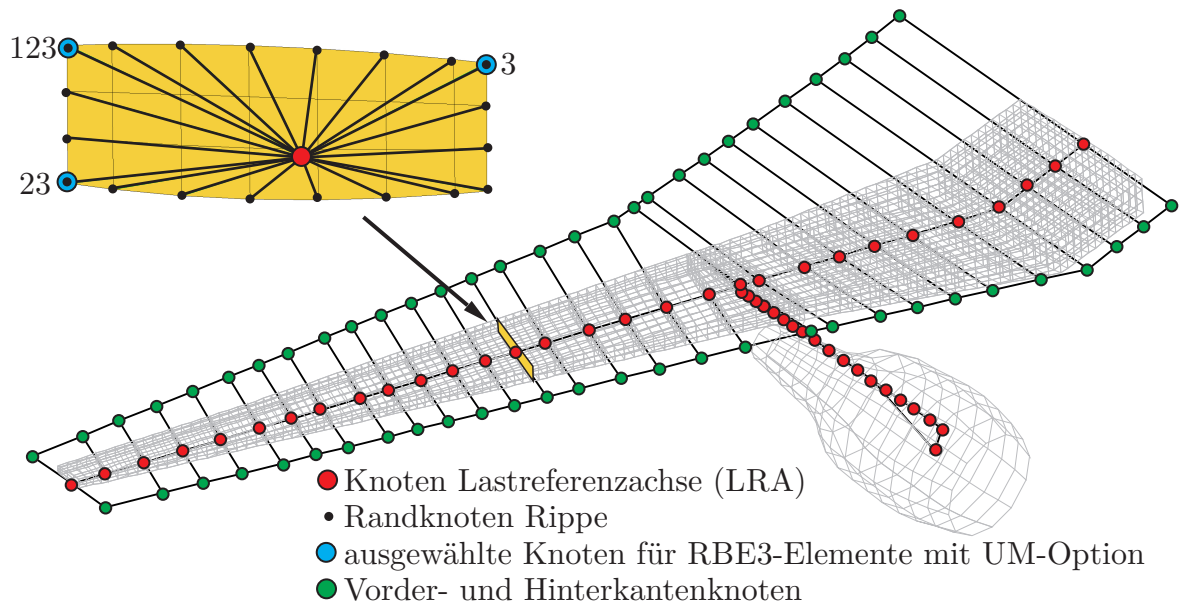


Abbildung 4.1: A-Set Kondensation beim D150-Flügel mit Lastreferenzachse

und von einem dritten Knoten nur der  $y$ -Freiheitsgrad (2) verwendet werden. Die Freiheitsgrade der ausgewählten Knoten der Rippe gehören danach zum  $m$ -Set und stehen als unabhängige Freiheitsgrade nicht mehr zur Verfügung (z.B. für starre Verbindungen beim Flügel/Rumpf-Anschluss). Damit das  $a$ -Set möglichst nur aus den LRA Knoten besteht, werden die verteilten Massen des Flügels (Flügelkasten, Sekundärstruktur, nicht-strukturelle Massen, Kraftstoffmassen) in den LRA-Knoten aufsummiert bzw. den LRA-Knoten zugeordnet.

Das Gleichungssystem 4.10 kann grundsätzlich direkt gelöst werden. Wegen besserer Algorithmierbarkeit werden Gleichungslösungsmethoden eingesetzt, wie das GAUSS'sche Eliminationsverfahren.

### 4.2.2 Qualität der FE-Modelle

Die Güte eines FE-Modells hängt von den Ansatzfunktionen der verwendeten Elemente, dem Diskretisierungsgrad und der Geometrie der einzelnen Elemente ab.

Geometrische Kriterien können vor einer Berechnung als sogenannte a priori Kriterien ermittelt werden. In Abbildung 4.2 sind einige geometrische Kriterien dargestellt, die vor der Analyse überprüft werden können. Erfüllen die Elemente die genannten Kriterien nicht, wird von einem degenerierten Element gesprochen. Solche Elemente bilden die Physik des strukturellen Verhaltens bei zunehmender Degeneration nicht mehr realistisch ab.

Beim Aufbau eines FE-Modells sind die Vernetzungsparameter so zu wählen, dass möglichst wenige oder keine degenerierten Elemente entstehen. So ergibt sich auf der

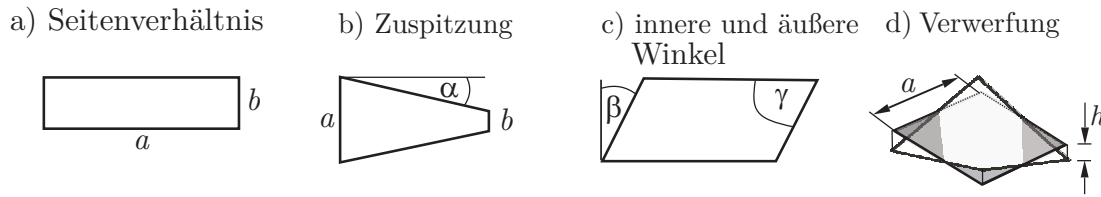


Abbildung 4.2: Geometrische Parameter von viereckigen Finiten Elementen für a priori FEM Gütekriterien

Flügelober- und unterseite bei dem in der vorliegenden Arbeit verwendeten Modellierungskonzept allein schon deswegen ein FE-Modell mit Elementen, die die geometrischen Kriterien gut erfüllen, weil z.B. die Stringer mit dem parametrischen Simulationsmodelllaufbau als parallel verlaufende Versteifungselemente modelliert werden können und Rippen zumeist orthogonal zu einem der Holme orientiert werden. Insbesondere bei Flügeln mit hoher Zuspitzung würde es ansonsten entweder im Außenbereich des Flügels oder im Flügelmittelkasten Elemente mit einem ungünstigen Seitenverhältnis geben. Auch infolge von Parametervariationen der Flügelgeometrie oder der Flügelkastenkonstruktion ist jedes Mal zu prüfen, ob das FE-Modell noch eine ausreichende Qualität aufweist.

Kriterien, die nach einer erfolgten Analyse zum Einsatz kommen, sind a posteriori Verfahren. Eines ist das sogenannte Z2-Kriterium nach ZIENKIEWICZ und ZHU [205]. Weitere Kriterien und Vorgehensweisen zur Überprüfung von FE-Modellen finden sich u.a. in [182] und [187].

### 4.2.3 Statische Zustandsgrößen

In der statischen Analyse wird zunächst die Gleichung 4.10 bei gegebenen Lasten  $\mathbf{f}_a$  nach den Verschiebungen  $\mathbf{u}_a$  aufgelöst. Über Gleichung 4.2 und Gleichung 4.4 können die Elementspannungen bestimmt werden.

Elementabhängig können verschiedene Spannungen in den FE ermittelt werden. Die Angabe einer Vergleichsspannung  $\sigma_V$  eignet sich im Rahmen einer Optimierungsaufgabe, um den Spannungszustand bewerten zu können. Die Vergleichsspannung nach VON MISES ist eine bewährte Mittelung der einzelnen Elementspannungen. Für den ebenen Spannungszustand und die Teilspannungen  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  und  $\tau_{xy}$  gilt:

$$\sigma_V = \sqrt{\sigma_x^2 + \sigma_y^2 - \sigma_x \sigma_y - 3\tau_{xy}^2} \quad (4.11)$$

Die Teilspannungen oder auch die Vergleichsspannungen  $\sigma_V$  nach VON MISES werden bei der Formulierung der Spannungsrestriktionen im Rahmen der Dimensionierung des Flügelkastens herangezogen.

### 4.2.4 Dynamische Zustandsgrößen

Neben dem statischen Verhalten eines Bauteils, spielen die dynamischen Eigenschaften eine ebenso wichtige Rolle. Die dynamische Analyse hat zum Ziel, die Eigenformen und die Eigenfrequenzen eines Bauteils zu ermitteln. Bei der Bewertung des Strukturentwurfs können u.a. Moden und Frequenzen herangezogen werden, um sie mit vorhandenen Daten anderer Flugzeugflügel zu vergleichen. Von Flügeln in vergleichbarer Größe bzw. Flugzeugkonfiguration ist zu erwarten, dass die wesentlichen globalen Moden bzw. Frequenzen nicht weit voneinander entfernt sind. Weiter können die Eigenformen auch genutzt werden, um Fehler im FE-Modell zu erkennen, wie z.B. Klaffungen. Dann treten lokale Moden bei ansonsten unüblichen Frequenzen auf.

Ähnlich wie bei der Darlegung der Grundgleichungen zur FEM, steht am Beginn der dynamischen Analyse eine Energiebetrachtung. Die Bewegung des Massesystems soll so angenommen werden, dass die LAGRANGESche Funktion  $L$  einen stationären Wert annimmt. Es gilt:

$$L = T - \Pi \quad (4.12)$$

mit dem elastischen Potenzial  $\Pi$  und der kinetischen Energie  $T$ . Die kinetische Energie eines einzelnen FE kann in der Form

$$T_e = \frac{1}{2} \int_V \rho \dot{\mathbf{u}}^T \dot{\mathbf{u}} dV \quad (4.13)$$

mit der Dichte  $\rho$  und dem Geschwindigkeitsfeld  $\dot{\mathbf{u}}$  angegeben werden. Entsprechend der Vorgehensweise wie bei der statischen Analyse, können die Ansatzfunktionen analog auch für die Geschwindigkeiten  $\dot{\mathbf{u}}$  verwendet werden, die die allgemeine Verschiebung  $\mathbf{u}$  mit den Knotenverschiebungen  $\mathbf{u}_e$  verbinden. Die kinetische Energie kann entsprechend zu

$$T_e = \frac{1}{2} \int_V \rho \dot{\mathbf{u}}_e^T \mathbf{G}^T \mathbf{G} \dot{\mathbf{u}}_e dV = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{u}}_e^T \mathbf{M}_e \dot{\mathbf{u}}_e \quad (4.14)$$

formuliert werden, mit der Elementmassenmatrix  $\mathbf{M}_e$ . Bei der Betrachtung des gesamten Systems folgt aus der LAGRANGESchen Gleichung 2. Art, unter Berücksichtigung der Randbedingungen aus Gleichung 4.12, die Bewegungsgleichung im  $a$ -Set

$$\mathbf{M}_{aa} \ddot{\mathbf{u}}_a + \mathbf{K}_{aa} \mathbf{u}_a = \mathbf{f}_a \quad (4.15)$$

mit der Massenmatrix  $\mathbf{M}_{aa}$ , der Steifigkeitsmatrix  $\mathbf{K}_{aa}$  und den äußeren Kräften  $\mathbf{f}_a$ . Für den Fall der freien und ungedämpften Schwingung ( $\mathbf{f}_a = 0$ ) erhält man das symmetrische Matrizeneigenwertproblem:

$$(\mathbf{K}_{aa} - \lambda \mathbf{M}_{aa}) \mathbf{u}_i = 0 \quad (4.16)$$



mit den Eigenwerten  $\lambda_i$  mit  $i = 1, 2, 3, \dots$ . Die zum Eigenwert  $\lambda_i$  zugehörige Eigenfrequenz  $f_i$  kann mit

$$f_i = \frac{\sqrt{\lambda_i}}{2\pi} \quad (4.17)$$

ermittelt werden.

## 4.3 Zustandsgrößen zur strukturellen Stabilität

Strukturen im Flugzeugbau sind Leichtbaukonstruktionen und bestehen zum großen Teil aus dünnwandigen Schalen. Neben der Dimensionierung hinsichtlich ausreichender Festigkeit ist die strukturelle Stabilität der auf Druck und Schub beanspruchten Bauteile bei der Dimensionierung ebenfalls zu berücksichtigen. Eine umfassende Darstellung von analytischen Berechnungsverfahren hierzu findet sich bei BRUHN [28].

In der vorliegenden Arbeit wird bei der Dimensionierung des tragenden Flügelkastens der Sicherheitsfaktor  $SF$  für die Beulstabilität ausgewählter Beulfelder der Deckhäute, der Rippen und der Holme verwendet. Dazu werden Randbedingungen, Belastungsarten und Vereinfachungen definiert. Die Sicherheitsfaktoren  $SF$  werden in der Dimensionierung als Restriktion verwendet. Für die Deckhäute werden die Beulfelder untersucht, die durch benachbarte Stringer und Rippen eingegrenzt werden. Hierbei liegt Beulen infolge Druckbeanspruchung vor. Bei den Holmen und Rippen handelt es sich um die Beulfelder, die durch innere Versteifungen innerhalb der Rippen und Holme begrenzt werden. Diese Beulfelder werden hinsichtlich Schubbeulen analysiert (siehe auch Abbildung 4.3).

Die in der Arbeit betrachteten Beulfälle sind nur eine kleine Auswahl gegenüber den in der industriellen Praxis üblicherweise zu berücksichtigenden Fällen zum Nachweis ausreichender struktureller Stabilität.

Beispielhaft wird nachfolgend die Herleitung der Formel zur Ermittlung der kritischen Beulspannung  $\sigma_{BD}$  infolge Druckbeanspruchung dargestellt. Für die Beulanalyse wird angenommen, dass das Beulfeld wie eine allseitig gelenkig gelagerte Rechteckplatte mit konstanter Dicke  $t$  unter einachsiger Druckbeanspruchung behandelt werden kann. Aus der Elastizitätstheorie erhält man über das Gleichgewicht am verformten Element der isotropen, schubstarren ebenen Platte die Beulgleichung [56], [28]:

$$\nabla^4 w = \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + \frac{\partial^4 w}{\partial y^4} + 2 \frac{\partial^4 w}{\partial x^2 \partial y^2} = \frac{1}{D} (N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2 N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}) \quad (4.18)$$

mit der isotropen Plattensteifigkeit  $D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)}$  sowie den Membrankräften  $N_x, N_y, N_{xy}$ .

Mit dem Ansatz nach RITZ erhält man aus Gleichung 4.18 für den Grenzfall des Beulens das Gleichgewicht zwischen der inkrementellen virtuellen Arbeit  $\delta W$  und dem Inkrement der Formänderungsenergie  $\delta V$  zu:

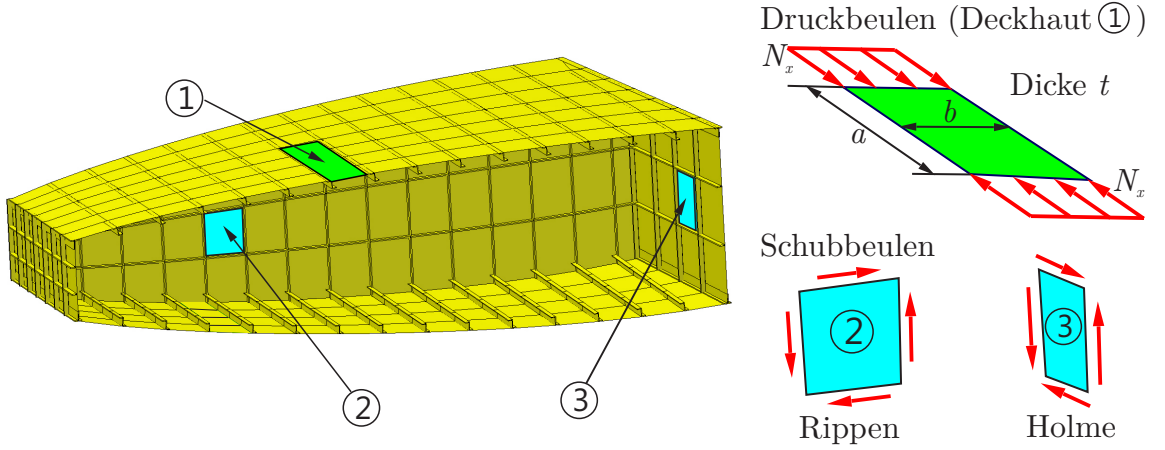


Abbildung 4.3: Bereiche der Deckhaut, Holme und Rippen, die auf Beulen untersucht werden

$$-\frac{1}{2} \iint [N_x \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + N_y \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + 2N_{xy} \frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y}] dx dy = \frac{D}{2} \iint (\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2})^2 - 2(1-\nu) [\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} - (\frac{\partial^2 w}{\partial x \partial y})^2] dx dy \quad (4.19)$$

Für eine allseitig gelenkig gelagerte Platte kann für die Verformung  $w$  der Ansatz nach NAVIER zur Lösung von Gleichung 4.19 verwendet werden:

$$w = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} c_{mn} \sin \frac{mn}{a} x \sin \frac{mn}{b} y \quad (4.20)$$

Das Inkrement der Formänderungsenergie (rechte Seite von Gleichung 4.19) wird zu:

$$\delta V = \frac{\pi^4 ab}{8} D \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} c_{mn}^2 (\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2})^2 \quad (4.21)$$

und das Inkrement der virtuellen Arbeit (linke Seite von Gleichung 4.19) folgt zu:

$$\delta W = \frac{\pi^4 b}{8a} N_x \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} m^2 c_{mn}^2 \quad (4.22)$$

Aus der Bedingung  $\delta W = \delta V$  lässt sich die Gleichung 4.19 nach  $N_x$  auflösen.

$$N_x = \frac{\pi^2 a^2 D \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} c_{mn}^2 (\frac{m^2}{a^2} + \frac{n^2}{b^2})^2}{\sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} m^2 c_{mn}^2} \quad (4.23)$$

Die Koeffizienten  $c_{mn}$  sind zunächst beliebig wählbar. Allerdings sind nur die Werte für  $c_{mn}$  sinnvoll, die  $N_x$  minimal werden lassen. Dies führt dazu, dass nur ein Wert für  $c_{mn}$  weiter verwendet wird. Die Übrigen werden zu Null gesetzt (siehe auch [28]). Daraus folgt aus Gleichung 4.23 für  $N_x$ :

$$N_x = \frac{\pi^2 a^2 D}{m^2} \left( \frac{m^2}{a^2} + n^2 b^2 \right)^2 \quad (4.24)$$

Weiterhin wird  $N_x$  für  $n = 1$  minimal. Das führt schließlich zur kritischen Beulspannung:

$$\sigma_{BD} = \frac{N_x}{t} = \frac{\pi^2 k_c E}{12(1 - \nu^2)} \left( \frac{t}{b} \right)^2 \quad \text{wobei} \quad k_c = \frac{b^2}{a^2} \left( m + \frac{1}{m} \frac{a^2}{b^2} \right)^2 \quad (4.25)$$

mit

- $k_c$  Beulkoeffizient, abhängig von den Lagerungsbedingungen und dem Seitenverhältnis  $\frac{a}{b}$
- $E$   $E$ -Modul
- $\nu$  elastische POISSON-Zahl
- $b$  kurze oder belastete Seite des Beulfeldes
- $t$  Dicke des Beulfeldes

Die ganzzahligen Faktoren  $m = 1, 2, 3, \dots$  geben die Anzahl der Halbwellen der Beulform an. Somit hängt  $k_c$  vom Seitenverhältnis  $a/b$  ab. In Abbildung 4.4 sind die Werte von  $k_c$  für verschiedene Seitenverhältnisse  $a/b$  zu entnehmen.

In gleicher Weise kann die zulässige Beulspannung für schubbeanspruchte Beulfelder, wie Rippen und Holme ermittelt werden:

$$\sigma_{BS} = \frac{\pi^2 k_s E}{12(1 - \nu^2)} \left( \frac{t}{b} \right)^2 \quad \text{wobei} \quad k_s = f(a, b, \quad \text{Einspannbedingung}) \quad (4.26)$$

Der Beulkoeffizient  $k_s$  kann für vorgegebene Seitenverhältnisse  $\frac{b}{a}$  aus Diagrammen abgelesen werden, die u.a. in [66] und [28] zu finden sind. Bei der Ermittlung des Seitenverhältnisses ist  $b$  immer die kürzere der beiden Seiten.

Diese vereinfachte Betrachtung ermöglicht eine vergleichsweise unkomplizierte Berücksichtigung des lokalen Beulens als Restriktion innerhalb der in der Arbeit durchgeführten Dimensionierung des Flügelkastens. Dazu wird der Sicherheitsfaktor  $SF_{BD}$  für Druck und  $SF_{BS}$  für Schub mit

$$SF_{BD} = \frac{\sigma_{BD}}{\sigma_V} \geq 1.0 \quad (4.27)$$

und

$$SF_{BS} = \frac{\sigma_{BS}}{\sigma_V} \geq 1.0 \quad (4.28)$$

eingeführt.

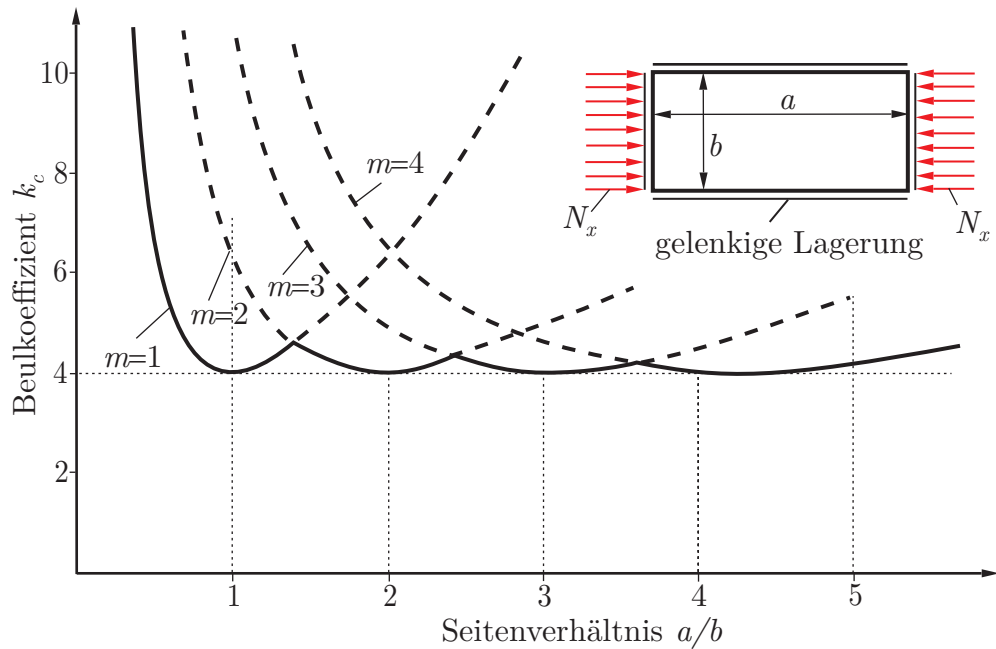


Abbildung 4.4: Faktor  $k_c$  als Funktion von  $a/b$  für verschiedene  $m$

Da die Sensitivitäten der Spannungen  $\sigma_V$  hinsichtlich der Entwurfsvariablen  $\mathbf{x}$  über  $\frac{\partial u}{\partial \mathbf{x}}$  bereits ermittelt werden, können die Sensitivitäten  $\frac{\partial SF}{\partial \mathbf{x}}$  unter Verwendung der Quotientenregel für die Ableitung ebenfalls berechnet werden. Die Formeln zur Bestimmung der Sicherheitsfaktoren  $SF_{BD}$  und  $SF_{BS}$  (Gleichung 4.27 mit Gleichung 4.25 und Gleichung 4.28 mit Gleichung 4.26) werden dazu als algebraische Gleichungen in MSC.Nastran definiert.

## 4.4 Aeroelastische Zustandsgrößen

Das Wissensgebiet der Aeroelastik befasst sich mit der Wechselwirkung elastischer Strukturen mit einem umströmenden Medium. Insbesondere im Flugzeugbau sind aeroelastische Fragestellungen von besonderer Bedeutung. Nach wie vor werden große Anstrengungen unternommen, die Struktur von Flugzeugen möglichst leicht zu bauen, um den Treibstoffverbrauch zu senken. Dies führt dazu, dass die Strukturverformungen infolge aerodynamischer Belastungen beim Entwurf eines Flugzeugs zu berücksichtigen sind.

Durch die Deformation des Flügels verändert sich die Verteilung der aerodynamischen Kräfte oder es werden sogar zusätzliche aerodynamische Kräfte induziert. Diese Wechselwirkung ist genauer zu untersuchen, weil dadurch u.a. eine aeroelastische Instabilität, das Flattern, ausgelöst werden kann. Entsprechend ist das Flatterverhalten eines Flugzeugs bzw. Flügels während des Entwurfs zu überprüfen und gegebenenfalls Entwurfsanpassungen vonseiten der Aeroelastik vorzuschlagen. Flattern ist ein dynami-

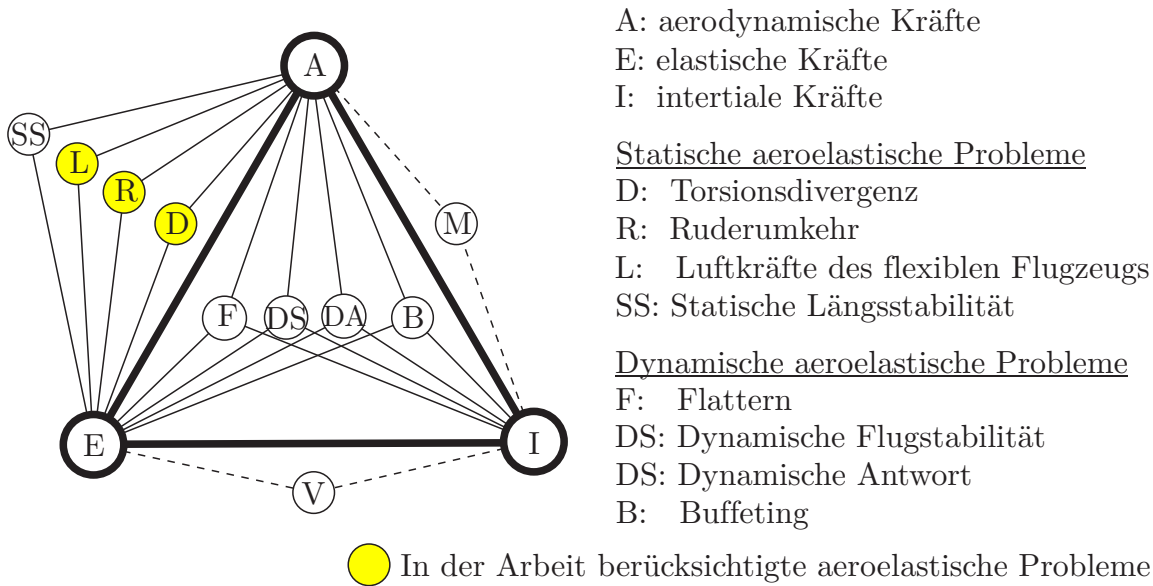


Abbildung 4.5: Aeroelastisches Krätedreieck (COLLAR-Dreieck) nach [63]

sches aeroelastisches Problem. Ein Überblick zum Themengebiet der Aeroelastik wird u.a. in [63], [17] und [186] gegeben.

Da es in der vorliegenden Arbeit nur um die Untersuchung des Einflusses statischer aeroelastischer Anforderungen auf den Strukturentwurf von Flugzeugflügeln geht, also die Vermeidung von Ruderumkehr und Divergenz, und die Simulationsmodelle hinsichtlich der Steifigkeitsmodellierung nur den Flugzeugflügel berücksichtigen, wird auf das Thema Flattern nicht eingegangen. Begründet wird diese Vorgehensweise damit, dass über eine Flutteranalyse nur für den Flügel nicht auf die Flattereigenschaften der Gesamtkonfiguration geschlossen werden kann. Es sei aber auf die Veröffentlichung [94] verwiesen, bei der ein Strukturmodell einer Flugzeuggesamtkonfiguration mithilfe des parametrischen Entwurfsprozesses aufgebaut und anschließend eine Flutteranalyse durchgeführt wurde. Dabei handelt es sich um die FERMAT-Konfiguration, die auf dem NASA Common Research Model (CRM) basiert [196]. Der CRM-Flügel ist wiederum eines der Anwendungsbeispiele in Kapitel 6.

Entsprechend dem COLLAR-Dreieck in Abbildung 4.5 werden folgende aeroelastische Problemstellungen bei den Entwurfsaufgaben berücksichtigt:

- die Luftkräfte des flexiblen Flugzeugs (L),
- die Ruderumkehr (R) und
- die Torsionsdivergenz (T).

Die im Verlauf des Entwurfsprozesses verwendeten Lasten werden über eine aeroelastische quasi stationäre Trimmanalyse berechnet. Das dabei verwendete aerodynamische

Verfahren ist die Doublet-Lattice Methode (DLM). Die DLM ist ein potenzialtheoretisches aerodynamisches Verfahren, mit dem bewegungsinduzierte Luftkräfte im subsonischen Geschwindigkeitsbereich ermittelt werden können. Sie ist daher eigentlich in erster Linie im Hinblick auf die Flutteranalyse konzipiert. Die DLM eignet sich aber auch für die Lastanalyse für subsonische Flugzustände, auch für nicht-planare Konfigurationen (z.B. mit Winglet). Mit ihr können auf einfache Weise Lasten ermittelt werden, um sie anschließend u.a. in ein FE-Modell einzuleiten ([111]).

Gemäß den Zulassungsvorschriften CS25 [132] oder FAR25 [131] ist gefordert, dass innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe, also innerhalb der um 15% erweiterten  $V_D/M_D$ -Enveloppe, weder Ruderumkehr noch Divergenz auftreten (siehe CS25, §25.629). Entsprechend werden diese Bedingungen als Restriktionen im Rahmen der Dimensionierung des Flügelkastens berücksichtigt (siehe dazu Kapitel 5). Die Grundlagen zur DLM, die Berechnungsgleichungen zur Ermittlung der Lasten und der Steuerflächenwirksamkeit bzw. der statischen Divergenz werden nachfolgend vorgestellt.

### 4.4.1 Aerodynamische Analyse mit der Doublet Lattice Methode

Mithilfe der aerodynamischen Analyse werden die Luftkräfte ermittelt, die neben den inertialen Kräften auf ein Flugzeug in definierten Flugbedingungen wirken. Dabei können die aerodynamischen Kräfte stationär bzw. instationär sein. In der vorliegenden Arbeit wird die schon genannte Doublet-Lattice Methode (DLM) angewandt. Mit diesem Verfahren werden bewegungsinduzierte Luftkräfte ermittelt, wie sie u.a. für die Flutteranalyse benötigt werden. Die DLM kann als instationäres aerodynamisches Rechenverfahren aber auch für stationäre bzw. quasi stationäre Flugzustände eingesetzt werden. Theoretische Grundlagen zur DLM sind bei ALBANO und RODDEN [3], sowie bei GIESING, KALMAN und RODDEN [146] erläutert. Daneben gibt es noch eine Reihe verschiedener aerodynamischer Rechenverfahren. Eine Übersicht hierzu findet sich u.a. bei JAMESON [84].

Innerhalb aeroelastischer Aufgabenstellungen ist die DLM deshalb ein häufig verwendetes Verfahren zur Berechnung instationärer Luftkräfte, weil es zwischen geringem Rechenaufwand und hoher Genauigkeit einen guten Kompromiss darstellt. Ferner kann das Verfahren für das Gesamtflugzeug eingesetzt werden. Es werden also auch die Interferenzen zwischen den Flugzeugkomponenten berücksichtigt. Zudem ist es möglich, Korrekturen innerhalb des Berechnungsablaufs einzubringen (z.B. aus CFD-Analysen oder Windkanalmessungen). Bei der DLM selbst werden transsonische Effekte nicht berücksichtigt, da die DLM ein Verfahren zur Lösung der reibungsfreien Potenzialgleichung für Unterschallströmungen ist. Korrekturmöglichkeiten der DLM werden u.a. in [64] dargelegt.

Bei der DLM werden die dreidimensionalen gekrümmten und gewölbten Auftriebsflächen durch ebene Flächen modelliert (siehe Abbildungen 4.6 und 4.7). Diese werden wiederum in einzelne Auftriebselemente, den sogenannten Panels oder Boxen unterteilt. Deren Seitenkanten verlaufen parallel zur freien Anströmung. Die V-Stellung (engl.

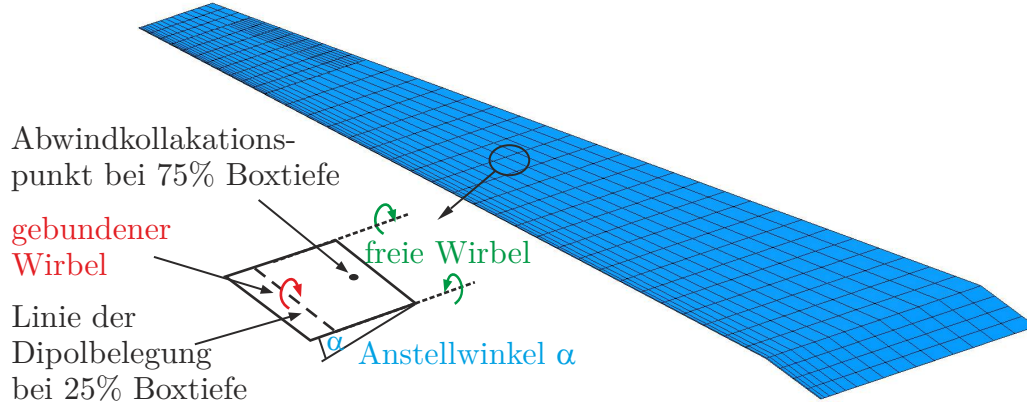


Abbildung 4.6: Aerodynamikmodell für die DLM

dihedral), also die Neigung des Flügels um die  $x$ -Achse, kann ebenfalls berücksichtigt werden.

Es wird angenommen, dass bei kleinen harmonischen Störungen im Frequenzbereich, mit dem harmonischen Beschleunigungspotenzial  $\Psi = \hat{\Psi}e^{ikt}$  und dem komplexen Beschleunigungspotenzial  $\hat{\Psi}$ , die lineare Potenzialgleichung

$$(1 - Ma^2) \frac{\partial^2 \hat{\Psi}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \hat{\Psi}}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \hat{\Psi}}{\partial z^2} - 2ikMa^2 \frac{\partial \hat{\Psi}}{\partial x} + k^2 Ma^2 \hat{\Psi} = 0 \quad (4.29)$$

gilt, mit

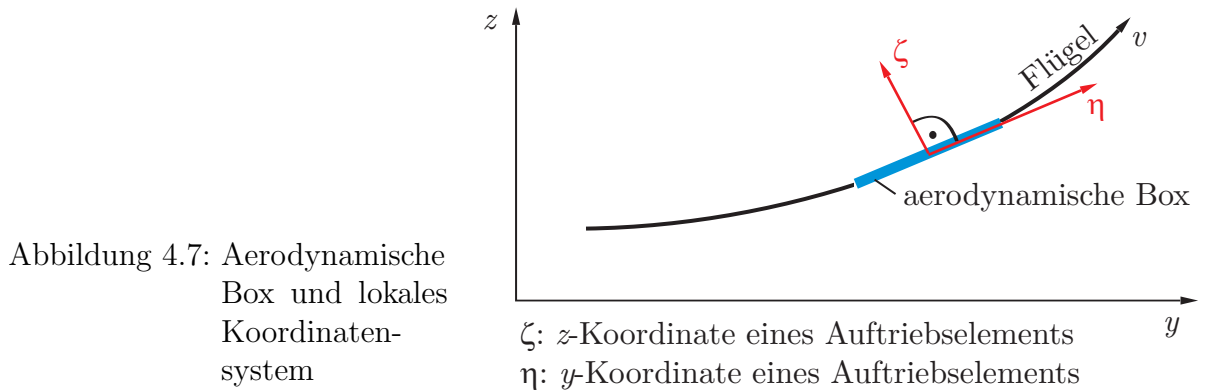
$$k = \frac{\omega c}{V_0} \quad (4.30)$$

der reduzierten Frequenz  $k$  sowie der Machzahl  $Ma$ . Weiterhin ist in Gleichung 4.30  $\omega$  die Kreisfrequenz,  $c$  die mittlere Flügeltiefe und  $V_0$  die stationäre Fluggeschwindigkeit.

Bei der DLM wird eine linienförmige Dipolbelegung an der  $l-1/4$  Linie der Auftriebselemente definiert, um den Drucksprung  $\Delta c_p$  zwischen Ober- und Unterseite zu modellieren. Die Dipolstärken können über den Drucksprung  $\Delta c_p$  formuliert werden. Der Abwind  $w = \partial \hat{\Psi} / \partial n$  wird durch die Integralgleichung

$$w(x, y, z) = \frac{1}{8\pi} \iint_{AF} K(x - \xi, y - \eta, z - \zeta, k, Ma) \Delta c_p d\xi dv \quad (4.31)$$

definiert. Dabei ist  $\xi$  die Koordinate in Strömungsrichtung und  $v$  die tangentielle Koordinate des Flügels in Spannweitenrichtung (siehe Abbildung 4.7). Die sogenannte Kernfunktion  $K$  kann physikalisch als aerodynamische Einflussfunktion interpretiert werden [63]. Damit werden der Abwind  $w$  und die Druckdifferenz  $\Delta c_p$  zwischen Ober- und Unterseite in Beziehung gesetzt.



Im Fall der stationären Strömung entspricht jedes Dipolliniensegment einem Hufeisenwirbel, dessen gebundene Wirbellinie mit der Dipollinie übereinstimmt. Für die Kanten der Auftriebsflächen ist bei Panelverfahren keine explizite Formulierung erforderlich. Werden die Auftriebselemente mit konstanter Dipolstärke belegt, kann die Integralgleichung 4.31 in eine algebraische Gleichung überführt werden. So kann der Abwind aller Auftriebselemente als lineares Gleichungssystem dargestellt werden mit:

$$\mathbf{w} = \mathbf{A}_{jj} \Delta \mathbf{c}_p \quad (4.32)$$

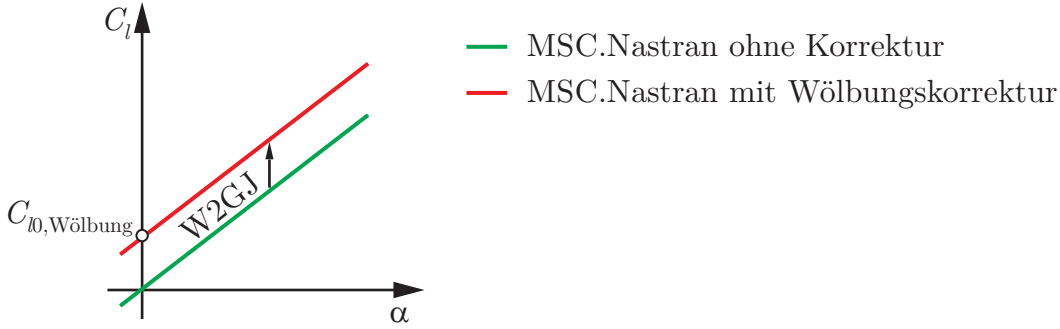
Die Ordnung der Matrix  $\mathbf{A}_{jj}$  entspricht der Anzahl aller Auftriebselemente und beschreibt den gegenseitigen Einfluss der Auftriebselemente untereinander. Die Matrix  $\mathbf{A}_{jj}$  ist voll besetzt, sodass sich alle Auftriebselemente untereinander beeinflussen. Zur Bestimmung des Abwindes  $\mathbf{w}$  wird die Abflussbedingung nach KUTTA berücksichtigt. Die kinematische Strömungsbedingung wird bei der DLM im sogenannten Kollakationspunkt in der spannweiten Elementmitte auf 3/4 der Tiefe erfüllt (siehe Abbildung 4.6). Für die harmonisch schwingenden  $j$  Auftriebselemente und bei Vorgabe eines Flugzustandes kann daher für den Abwind der Zusammenhang

$$\mathbf{w}_j = (\mathbf{D}_{jk}^1 + ik\mathbf{D}_{jk}^2) \mathbf{u}_k + \mathbf{w}_j^g \quad (4.33)$$

aufgestellt werden. Dabei ist die Matrix  $\mathbf{D}_{jk}^1$  die Differentiationsmatrix, die multipliziert mit den Verschiebungen  $\mathbf{u}_k$  an den Kontrollknoten die lokalen Anstellwinkel der Auftriebselemente ergeben. Der Vektor  $\mathbf{w}_j^g$  steht für den Abwind infolge eines vorgegebenen Anstellwinkels des Flugzeuges, der Profilwölbung oder der Verwindung des Flügels. Ab Gleichung 4.32 werden die Gleichungen und die Schreibweisen von der MSC.Nastran Dokumentation zur aeroelastischen Analyse übernommen [147].

Über den Vektor  $\mathbf{w}_j^g$  kann in MSC.Nastran mit der sogenannten W2GJ-Matrix eine Korrektur des Null-Auftriebsbeiwertes  $C_l(\alpha = 0)$  bzw. des Null-Momentenbeiwertes  $C_m(\alpha = 0)$  eingebracht werden (siehe Abbildung 4.8). Zur Ermittlung von  $\mathbf{w}_j^g$  wird die parametrische Geometriemodellierung der Fläche der interpolierten Sehnen (nur Anstellwinkelkorrektur) oder die Wölbkurvenfläche  $\mathbf{q}_w$  herangezogen (siehe Abbildung 3.22).



Abbildung 4.8: Einfluss der Wölbungskorrektur auf  $C_l(\alpha)$ 

Pro aerodynamischer Box wird in der Boxmitte über der in Abschnitt 3.2.5 dargelegten Methode der jeweilige Punkt auf der zugehörigen Sehnen- oder Wölbkurvenfläche ermittelt. Damit kann dann der Anstellwinkel über die Ableitungsfunktion berechnet werden. Weitere Hinweise zu Korrekturmöglichkeiten der DLM finden sich in [64] und [143].

#### 4.4.2 Kopplung Struktur und Aerodynamik

Da die aerodynamischen Kräfte an den Boxen des DLM-Modells angreifen, die Kräfte für die statische Analyse aber an ausgewählten Knotenpunkten des FE-Modells aufgeprägt werden sollen, ist eine Transformation zwischen den beiden Simulationsmodellen notwendig. Die Verformungen  $\mathbf{u}_a$  an den  $a$ -Set Knoten auf der Lastreferenzachse (LRA) und die mit den  $a$ -Set Knoten starr verbundenen Knoten an der Vorder- und Hinterkante (siehe Abbildung 4.9) lassen sich mittels der Splinematrix  $\mathbf{G}_{ka}$  durch

$$\mathbf{u}_k = \mathbf{G}_{ka} \mathbf{u}_a \quad (4.34)$$

auf die Kontrollknoten der aerodynamischen Boxen übertragen, an denen die Verformungen  $\mathbf{u}_k$  definiert werden.

Die Transformationsmatrix  $\mathbf{G}_{ka}$  wird über eine Splinefunktion gewonnen. Je nach Art des FE-Modells oder Auswahl der Kopplungsknoten, ist eine geeignete Splinefunktion zu wählen (siehe auch [40]). Bei der Transformation der aerodynamischen Kräfte auf das strukturelle Modell wird angenommen, dass die virtuelle Arbeit auf aerodynamischer wie auf struktureller Seite gleich ist. Somit gilt:

$$\delta \mathbf{u}_k^T \mathbf{f}_k = \delta \mathbf{u}_a^T \mathbf{f}_a \quad (4.35)$$

mit den virtuellen Verschiebungen  $\delta \mathbf{u}_k$  und  $\delta \mathbf{u}_a$ . Aus Gleichung 4.34 und Gleichung 4.35 lässt sich somit der Zusammenhang

$$\mathbf{f}_a = \mathbf{G}_{ka}^T \mathbf{f}_k \quad (4.36)$$

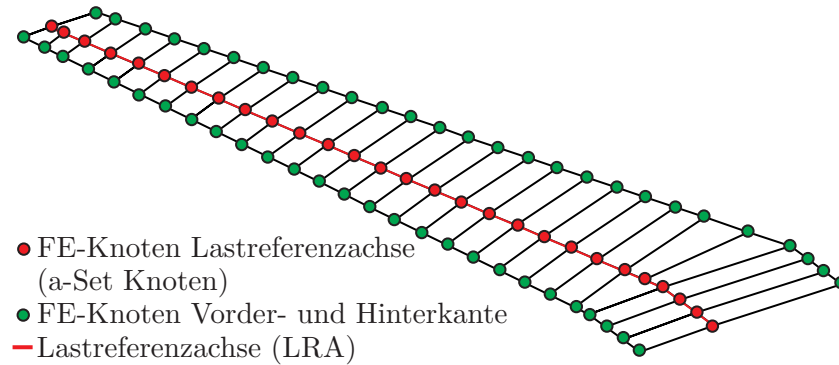


Abbildung 4.9: Kopplungsknoten für den iGREEN-Flügel, LRA- sowie Vorder- und Hinterkantenknoten

herleiten. So können die aerodynamischen Kräfte  $\mathbf{f}_a$  mit Gleichung 4.34 und Gleichung 4.36 in der strukturellen Modellierung dargestellt werden.

### 4.4.3 Statische Aeroelastik

In den nachfolgenden Betrachtungen zu den Grundgleichungen des aeroelastischen Gleichgewichts werden die Matrizen im sogenannten Analyseset bzw.  $a$ -Set verwendet. Im weiteren wird auch eine Partitionierung der Systemmatrizen in den elastischen Anteil  $l$  und den  $r$  Starrkörperbewegungen mit  $a = l + r$  vorgenommen (siehe auch Unterabschnitt 4.2.1).

Für statische aeroelastische Problemstellungen wird die Abwindbedingung aus Gleichung 4.33 zu

$$\mathbf{w}_j = \mathbf{D}_{jk}\mathbf{u}_k + \mathbf{D}_{jx}\mathbf{u}_x + \mathbf{w}_j^g \quad (4.37)$$

mit:

- $\mathbf{w}_j$  Vektor der aerodynamischen Freiheitsgrade (z.B. Anstellwinkel)
- $\mathbf{u}_k$  Vektor der aerodynamischen Verschiebungen (Verformungen)
- $\mathbf{u}_x$  Vektor der aerodynamischen Verschiebungen, z.B. durch Ruderausschlag oder Starrkörperbewegungen
- $\mathbf{w}_j^g$  statisch aerodynamischer Abwind, beispielsweise hervorgerufen durch einen Anstellwinkel, Profilwölbung oder Flügelverwindung (W2GJ-Matrix bei MSC.Nastran)
- $\mathbf{D}_{jk}$  Grundlegende Ableitungsmatrix für die aerodynamischen Verschiebungen, entspricht der  $\mathbf{D}_{jk}^1$  aus Gleichung 4.33. Die Matrix  $\mathbf{D}_{jk}^2$  wird für die statische Aeroelastik nicht benötigt

Die aerodynamischen Luftkräfte  $\mathbf{Q}_{aa}$  im  $a$ -Set, transformiert auf die Struktur, bei zusätzlich möglicher Berücksichtigung von Korrekturfaktoren über die Matrix  $\mathbf{W}_{kk}$ , folgen zu

$$\mathbf{Q}_{aa} = \mathbf{G}_{ka}^T \mathbf{W}_{kk} \mathbf{S}_{kj} \mathbf{A}_{jj}^{-1} \mathbf{D}_{jk} \mathbf{G}_{ka} \quad (4.38)$$

Mit Hilfe der  $\mathbf{W}_{kk}$  Matrix können  $C_{l,\alpha}$  und  $C_{m,\alpha}$ , also die Steigung der Geraden aus Abbildung 4.8, korrigiert werden. Ausgangspunkt bei der Betrachtung des statisch aeroelastischen Gleichgewichts ist die allgemeine Bewegungsgleichung, die im  $a$ -Set aufgestellt wird:

$$[\mathbf{K}_{aa} - q\mathbf{Q}_{aa}]\mathbf{u}_a + \mathbf{M}_{aa} = q\mathbf{P}\boldsymbol{\delta} + \mathbf{P}_a \quad (4.39)$$

mit der strukturellen Steifigkeitsmatrix  $\mathbf{K}_{aa}$ , der Massenmatrix  $\mathbf{M}_{aa}$  sowie den äußeren Lasten  $\mathbf{P}$ , die durch die Trimmvariablen  $\boldsymbol{\delta}$  hervorgerufen werden sowie dem Staudruck  $q$ . Es können auch weitere äußere Lasten  $\mathbf{P}_a$  berücksichtigt werden, die entweder mechanisch, thermisch oder durch die Gravitation bedingt sind. Ebenfalls können zusätzliche aerodynamische Kräfte über gegebene Druckverteilungen oder Abwindgeschwindigkeiten über  $\mathbf{P}_a$  bei der Gleichgewichtsbetrachtung berücksichtigt werden. Im Folgenden sollen diese äußeren Kräfte  $\mathbf{P}_a$  vernachlässigt werden.

Die Gleichgewichtsbetrachtung aus Gleichung 4.39 soll auch das frei fliegende Flugzeug erfassen. Daher kann das  $a$ -Set in ein  $r$ -set ( $r$ =rigid, Starrkörperfreiheitsgrade) und in ein  $l$ -Set ( $l$ =left over, verbleibende Freiheitsgrade) partitioniert werden. So werden die Verschiebungen  $\mathbf{u}$  in ein  $r$ -Set mit  $\mathbf{u}_r$  und ein  $l$ -Set mit  $\mathbf{u}_l$  aufgeteilt. Das  $r$ -Set beinhaltet die Knotenpunktfreiheitsgrade der Starrkörperbewegungen und das  $l$ -Set die verbleibenden, also die elastischen Freiheitsgrade. Eine entsprechende Partitionierung kann auch für die Systemmatrizen  $\mathbf{K}_{aa}$ ,  $\mathbf{M}_{aa}$  und  $\mathbf{Q}_{aa}$  sowie für den Lastvektor  $\mathbf{P}$  durchgeführt werden. Somit folgt für die aeroelastische Grundgleichung:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{K}_{ll}^a & \mathbf{K}_{lr}^a \\ \mathbf{K}_{rl}^a & \mathbf{K}_{rr}^a \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{u}_l \\ \mathbf{u}_r \end{pmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ll} & \mathbf{M}_{lr} \\ \mathbf{M}_{rl} & \mathbf{M}_{rr} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \ddot{\mathbf{u}}_l \\ \ddot{\mathbf{u}}_r \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_l \\ \mathbf{P}_r \end{bmatrix} \boldsymbol{\delta} \quad (4.40)$$

mit

$$\mathbf{K}_{aa}^a = \mathbf{K}_{aa} - q\mathbf{Q}_{aa} \quad (4.41)$$

Weiterhin soll folgender Zusammenhang zwischen den Beschleunigungen  $\ddot{\mathbf{u}}_l$  und  $\ddot{\mathbf{u}}_r$  gelten:

$$\ddot{\mathbf{u}}_l = \mathbf{D}\ddot{\mathbf{u}}_r \quad (4.42)$$

$\mathbf{D}$  sind dabei die Starrkörperformen, elastische Beschleunigungen sollen im weiteren nicht berücksichtigt werden.

Weil mit Gleichung 4.40 das frei fliegende Flugzeug betrachtet werden soll, sind im Gegensatz zur statischen Analyse bei der aeroelastischen Analyse auch Verschiebungen im  $r$ -Set erlaubt. Damit aber die aerodynamischen Stabilitätsderivativa unabhängig von den Starrkörperbewegungen bestimmt werden können, wird eine weitere Bedingung eingeführt. Diese besagt, dass die elastischen Verschiebungen der Struktur orthogonal zu

den Starrkörperbewegungen sind. Das bedeutet, dass sich weder die Lage des Schwerpunktes noch die Lage der Achsen der Massenträgheitsmomente durch die elastischen Verformungen verschieben. Zusammen mit den Starrkörpermoden  $\mathbf{D}$  und der Massenmatrix  $\mathbf{M}$  kann diese Bedingung wie folgt formuliert werden:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{D} \\ \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{M}_{ll} & \mathbf{M}_{lr} \\ \mathbf{M}_{rl} & \mathbf{M}_{rr} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{u}_l \\ \mathbf{u}_r \end{pmatrix} = 0 \quad (4.43)$$

Eingesetzt in 4.40 folgt daraus die Gleichung:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{K}_{ll}^a & \mathbf{K}_{lr}^a & \mathbf{M}_{ll}\mathbf{D} + \mathbf{M}_{rl} \\ \mathbf{D}^T\mathbf{M}_{ll} + \mathbf{M}_{rl} & \mathbf{D}^T\mathbf{M}_{lr} + \mathbf{M}_{rr} & 0 \\ \mathbf{D}^T\mathbf{K}_{ll}^a + \mathbf{K}_{rl}^a & \mathbf{D}^T\mathbf{K}_{lr}^a + \mathbf{K}_{rr}^a & \mathbf{M}_{res} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \mathbf{u}_l \\ \mathbf{u}_r \\ \ddot{\mathbf{u}}_r \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_l \\ 0 \\ \mathbf{D}^T\mathbf{P}_l + \mathbf{P}_r \end{bmatrix} \boldsymbol{\delta} \quad (4.44)$$

Der Term  $\mathbf{M}_{res}$  ist die totale Massenmatrix relativ zu den Starrkörperverschiebungen  $\mathbf{u}_r$ . Sie ist wie folgt definiert:

$$\mathbf{M}_{res} = \mathbf{M}_{rr} + \mathbf{M}_{rl}\mathbf{D} + \mathbf{D}^T\mathbf{M}_{lr} + \mathbf{D}^T\mathbf{M}_{ll}\mathbf{D} \quad (4.45)$$

Das Gleichungssystem kann gelöst werden bei gegebenen Werten  $\boldsymbol{\delta}_g$  und  $\ddot{\mathbf{u}}_g$  für die gesuchten Größen  $\boldsymbol{\delta}_f$  und  $\ddot{\mathbf{u}}_f$ .

Die Trimmvariablen  $\boldsymbol{\delta}$  können sein:

- Anstellwinkel  $\alpha$
- Gierwinkel  $\gamma$
- Rollgeschwindigkeit  $p$
- Nickgeschwindigkeit  $q$
- Giergeschwindigkeit  $r$
- Ruderausschlag  $\delta_{sym}$

Bei den Beschleunigungen  $\ddot{\mathbf{u}}$  handelt es sich um alle translatorischen Beschleunigungen  $\ddot{x}$ ,  $\ddot{y}$  und  $\ddot{z}$  sowie die Winkelbeschleunigungen  $\dot{p}$ ,  $\dot{q}$  und  $\dot{r}$  um die drei Achsen.

### Manöverlasten

Zur Ermittlung der Manöverlasten werden quasi-stationäre Trimmanalysen nach Gleichung 4.40 durchgeführt. Ein Lastfall ist definiert durch ein als quasi-stationär angenommenes Flugmanöver in einem Flugpunkt der  $V_C/M_C$  bzw.  $V_D/M_D$  Enveloppe bei einer definierten Massenkonfiguration (Gesamtmasse, Beladung, Kraftstoffkonfiguration und Schwerpunktlage). Dazu werden die Fluggeschwindigkeiten der Eckpunkte der Manöver-

und Böen- $V$ - $n$ -Diagramme herangezogen. Dies ist ein erster Schritt, um repräsentative Lastfälle zu definieren. Für eine gegebene Fluggeschwindigkeit wird durch die Angabe der Höhe der Flugzustand eindeutig definiert.

Die maximalen Flügellasten für symmetrische Manöver sind nach [111] für stationäre Trimmbedingungen zu erwarten. Die Nickbeschleunigung  $\dot{q}$  (engl. pitch acceleration) wird zu null gesetzt. Vorgegebene Trimmvariablen sind somit die Beschleunigung in  $z$ -Richtung und die Nickrate  $q$ . Die freien Trimmvariablen sind der Anstellwinkel des Höhenleitwerks  $\delta_{sym}$  und der Anstellwinkel  $\alpha$  des gesamten Flugzeugs. Durch diese Trimmbedingungen fliegt das Flugzeug quasi einen Bogen. Die vorzugebende Nickrate  $q$  kann über

$$q = \frac{(n_z - 1)g}{V_{TAS}} \quad (4.46)$$

mit dem Lastfaktor  $n_z$ , der Erdbeschleunigung  $g = 9.81 \frac{m}{s^2}$  und der tatsächlichen Fluggeschwindigkeit  $V_{TAS}$  in  $m/s$  ermittelt werden. Die Kräfte und Momente, die pro Lastfall für die Dimensionierung verwendet werden, setzen sich aus den Luftkräften des flexiblen Flügels und den inertialen Kräften zusammen.

## Rolleffektivität

Ruderumkehr ist ein aeroelastisches Phänomen, das zumeist bei Querrudern auftritt, die zur Rollsteuerung eingesetzt werden. Sie sind in der Regel außen am Flügel angebracht und nutzen damit einen möglichst großen Hebelarm aus, um die Rollbewegung zu initiieren. Allerdings hat insbesondere die kinematische Biege-Torsionskopplung gepfeilter Flügel Auswirkungen auf die aeroelastischen Eigenschaften des Flügels. Wird bei rückwärtig gepfeilten Flügeln der lastabmindernde Effekt der Biege-Torsionskopplung durch das Zudrehen des Flügels ausgenutzt, hat dieses aeroelastische Phänomen den Nachteil abnehmender Querruderwirksamkeit bis hin zur Ruderumkehr.

Anzumerken ist, dass es firmenspezifisch unterschiedliche Rollsteuerungskonzepte gibt. So haben Flugzeuge von Boeing meist ein Hochgeschwindigkeitsquerruder im Bereich der Flügelknickstelle, während Airbus-Flugzeuge seit dem Airbus A320 nur außen liegende Querruder besitzen. Vergleichende Betrachtungen dazu finden sich u.a. bei [150].

Zur Unterstützung bei der Rollsteuerung werden zudem auch Spoiler eingesetzt ([186]). Die Anforderungen an die Rollsteuerung eines Flugzeuges sind u.a. in §25.147c-f bzw. AMC 25.147 der CS25 zusammengetragen. Darin ist u.a. das Rollen des Flugzeugs mit konstanter Rollgeschwindigkeit für Rollwinkel von  $-30^\circ$  bis  $+30^\circ$  in 7 Sekunden gefordert oder Rollen von  $-20^\circ$  bis  $+20^\circ$  bei einem ausgefallenen Triebwerk. Zudem müssen notwendige Rollbewegungen des Flugzeuges im Fall von Seitenwind oder bei allen im Betrieb möglichen Schiebewinkeln des Flugzeuges durchgeführt werden können.

Weiterhin ist ein Flügel so zu entwerfen, dass gemäß §25.629 der CS25 keine Ruderumkehr innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe auftritt. Wie in [165] gezeigt

wird, werden in einem solchen Fall Anpassungen am Strukturmodell vorgenommen, um ausreichende Ruderwirksamkeit gerade im Hochgeschwindigkeitsbereich zu erzielen.

Quantifiziert werden können die Rolleigenschaften über die sogenannte Rolleffektivität des Flugzeuges, die sich als Quotient aus dem Rollmomentenbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  infolge eines Steuerflächenausschlages  $\delta_a$  (z.B. Querruder) und dem Rollmomentenbeiwert  $C_{l,p}$  infolge Rollrate  $p$  ergibt. Dies führt zu folgendem Zusammenhang für die Rolleffektivität  $\varepsilon_{ff}$  unter Verwendung dimensionsloser Beiwerte:

$$\varepsilon_{eff} = -\frac{C_{l,\delta_a}}{C_{l,p}} \quad (4.47)$$

Die Forderung nach ausreichender Steuerflächenwirksamkeit in der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe nachzuweisen bedeutet, dass  $\varepsilon_{ff} > 0$  gilt aber auch  $C_{l,\delta_a} > 0$ , weil das Vorzeichen bei Ruderumkehr infolge der geänderten Rolldrehrichtung wechselt. Bei Dimensionierung der Anwendungsbeispiele in Kapitel 6 mit Ruderwirksamkeitsrestriktion wird  $C_{l,\delta_a} > 0$  als Restriktion definiert.

### Torsionsdivergenz

Beim aeroelastischen Stabilitätsproblem der Torsionsdivergenz kommt es beim kritischen Staudruck  $q_D$  zum statischen Auskippen des Flügels. Aufgrund der kinematischen Kopplung von Biegung und Torsion ist beim Pfeilflügel eher vom Phänomen der Biege-Torsionsdivergenz zu sprechen. In der zweidimensionalen Betrachtung liegt dann der Angriffspunkt der aerodynamischen Kraft bezüglich der Flügeltiefe vor der elastischen Achse, die der Steifigkeit des Flügels wie eine Feder entgegenwirkt (wash-in Effekt).

Die Divergenzgeschwindigkeit kann für die zweidimensionale und dreidimensionale Betrachtung über die Lösung eines Eigenwertproblems ermittelt werden. Da die aerodynamischen Kräfte beim kritischen Divergenzstaudruck  $q_D$  gleich den entgegenwirkenden elastischen Kräften sind, kann für die dreidimensionale Problemstellung aus Gleichung 4.44 ein Eigenwertproblem definiert werden. Ausgehend von der Partition (1,1) der Gleichung 4.40 lässt sich für das Strukturversagen folgende Gleichung aufstellen:

$$\mathbf{K}_{ll}^a \mathbf{u}_e = 0 \quad (4.48)$$

Mit  $\mathbf{K}_{ll}^a = \mathbf{K}_{ll} - q \mathbf{Q}_{ll}$  entsprechend Gleichung 4.41 kann das nachfolgende Eigenwertproblem definiert werden:

$$[\mathbf{K}_{ll} - \lambda \mathbf{Q}_{ll}] \mathbf{u}_e = 0 \quad (4.49)$$

Die positiven Eigenwerte  $\lambda_i$  entsprechen den dynamischen Drücken  $q$ , bei denen Divergenz eintritt. Der kleinste Wert von  $\lambda_i$  ist der kritische dynamische Druck  $q_D$  der Divergenz für eine vorgegebene Machzahl. Mit der Machzahl  $Ma$  und dem Staudruck  $q_D$  kann die zugehörige Flughöhe  $h_D$  und damit der Flugpunkt bestimmt werden. So

wird u.a. geprüft, ob die gefundene Divergenz innerhalb oder außerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe liegt. In gleicher Weise wie bei der Steuerflächenwirksamkeit, fordert §25.629 der CS25 auch Divergenzfreiheit innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe. Auf die Berücksichtigung der Starrkörpermoden bei der Divergenzanalyse entsprechend CS25 AMC 25.629 5.1.2.3 wird in der vorliegenden Arbeit verzichtet, da das Massenmodell für das Halbmodell des Flugzeuges Unsicherheiten hinsichtlich der globalen Massenträgheitsmomente aufweist.





## 5 Dimensionierungsmethoden und Dimensionierungsprozess

Im nachfolgenden Kapitel werden zwei Methoden zur Dimensionierung der Flügelkastenstruktur dargelegt. Diese werden dazu verwendet, um den Einfluss der statischen aeroelastischen Anforderungen bei der Dimensionierung des Flügelkastens zu untersuchen. Die Dimensionierung ist als Prozess aufgebaut, der aus drei Dimensionierungsschritten besteht, wobei eine der beiden Dimensionierungsmethoden in den beiden Dimensionierungsschritten zwei und drei angewandt wird.

Die im ersten Dimensionierungsschritt (DS1) angewandte Methode ist eine empirisch-analytische Querschnittsdimensionierung mit Schnittlasten. Mit dieser ersten Dimensionierung werden abschnittsweise die Wanddicken der Deckhäute, Holme und Rippen sowie die Querschnittsgeometrien der Versteifungselemente festgelegt. Versteifungselemente sind die Stringer, die Holmgurte und die inneren Versteifungen der Holme und Rippen.

Die zweite Dimensionierungsmethode stammt aus dem Bereich der Strukturoptimierungsmethoden mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen. Darin wird die Dimensionierung als mathematische Optimierungsaufgabe formuliert. Die Zielfunktion ist das Gewicht des Flügelkastens, das zu minimieren ist. Die Definition von Entwurfsvariablen und Restriktionen wird ebenso erläutert, wie der Ablauf der Optimierungsschleife.

Die gradientenbasierte Optimierung wird in zwei Stufen (DS2 und DS3) mit jeweils unterschiedlichen Restriktionen angewandt. Die Restriktionen werden im nachfolgenden Kapitel ebenfalls näher dargelegt. In DS2 werden strukturmechanische Restriktionen verwendet, wie zulässige Materialspannungen und lokale Beulstabilität, während in DS3 Restriktionen aus dem Bereich der Aeroelastik definiert sind. Für Flügel mit rückwärtiger Pfeilung werden Restriktionen formuliert, mit denen die Wirksamkeit des Querruders erfasst wird und bei vorwärtsgepfeilten Flügeln die statische Divergenz.

Im weiteren wird noch kurz auf drei Optimierungsalgorithmen eingegangen, die für die Dimensionierung der Flügelkastenstruktur zur Verfügung stehen. Abschließend wird der Ablauf des dreistufigen Dimensionierungsprozesses erläutert.

## 5.1 Analytisch-empirische Querschnittsdimensionierung

Als erste Dimensionierungsmethode, die auch gleichzeitig der erste Dimensionierungsschritt DS1 im Dimensionierungsprozess ist, soll ein analytisch-empirisches Verfahren vorgestellt werden, das in [42] beschrieben wird. Damit werden Wanddicken für die Deckhäute und Holme, sowie Querschnittsflächen für Stringer und Holmgurte auf Basis von Schnittlasten ermittelt. Die Wanddicken der Rippen orientieren sich an den Dimensionierungsergebnissen der benachbarten Holmabschnitte. Die Dimensionen werden in ein MSC.Nastran FE-Modell übertragen, und es wird geprüft, ob die angenommenen zulässigen Bauteilspannungen mit dem FE-Modell verifiziert werden können. Weiterhin dient diese erste Dimensionierung als Startentwurf für den nachfolgenden Dimensionierungsschritt DS2, bei dem gradientenbasierte Optimierungsalgorithmen eingesetzt werden.

Über den parametrischen Aufbau der Simulationsmodellbausteine werden die Parameter für die schnittlastenbasierte Dimensionierung des Flügelkastens definiert.

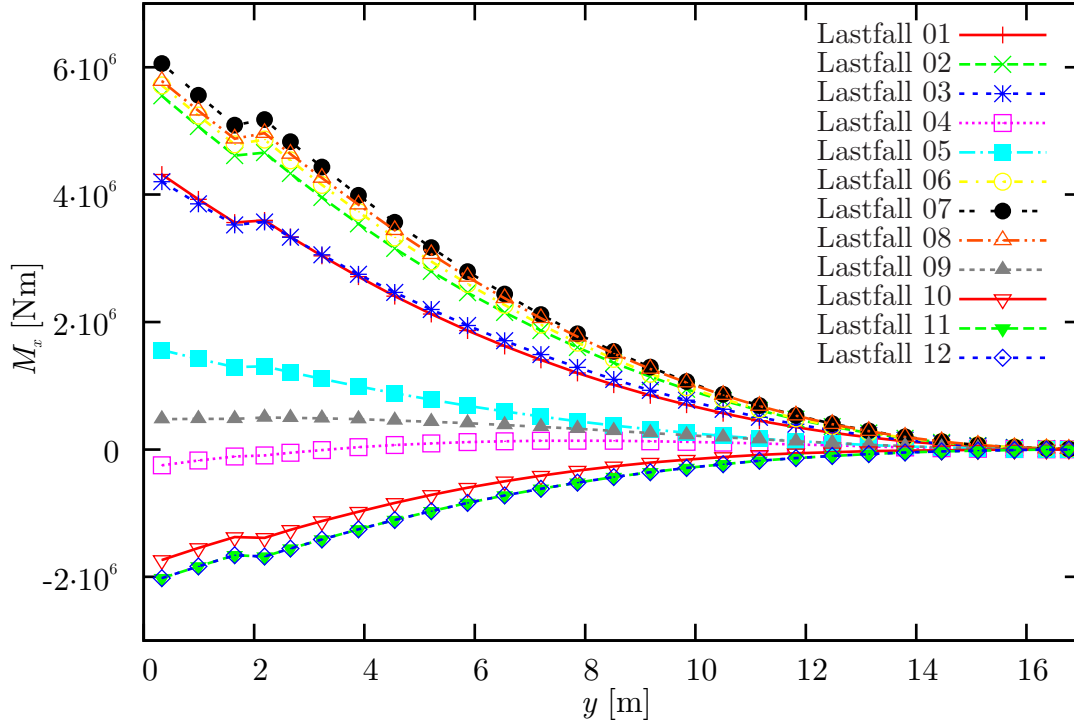
### Schnittgrößen, Lastintensität und Schubfluss

Zur Vereinfachung des Strukturmodells wird der tragende Flügelkasten als Balken mit dünnwandigem Rechteckhohlquerschnitt betrachtet, dessen Querschnitte senkrecht zur sogenannten Lastreferenzachse (LRA) verlaufen. Die LRA ist ein repräsentativer Linienzug mit möglichst wenigen Knickstellen im Flügel. Lokale Koordinatensysteme, je Abschnitt der LRA, dienen zur Transformation der Schnittlasten in die LRA-Koordinatensysteme. Die LRA liegt zumeist in der Nähe der elastischen Achse. Die Schnittufer, an denen die Schnittlasten ermittelt werden, sind mittig zwischen zwei Rippen festgelegt. Für jeden verwendeten Lastfall werden die Schnittlasten an den definierten Schnittufern im zugehörigen LRA-Koordinatensystem ermittelt und die Einhüllende der maximalen bzw. minimalen Schnittlasten berechnet. In Abbildung 5.2 besteht die LRA aus zwei Abschnitten, für die die Koordinatensysteme LRA1 und LRA2 definiert sind. Beispielfhaft sind in Abbildung 5.1 die Biegemomentenverläufe  $M_x(y)$  für zwölf Lastfälle zur Dimensionierung des Flügelkastens der iGREEN-Konfiguration dargestellt.

Bei der Übertragung der Lasten auf die Struktur werden folgende Annahmen getroffen: Die mit Stringern versteifte Ober- und Unterhaut nimmt das Biegemoment  $M_x$  auf. Die Querkraft  $F_z$  und das Moment  $M_y$  werden von den Holmen übertragen. Ein Holm besteht aus Holmgurten oben und unten und dem dazwischen liegenden Steg.

Für den Balken, der den Flügelkastenquerschnitt repräsentieren soll, wird ein rechteckiger Hohlquerschnitt definiert, dessen Breite der Tiefe  $c_b$  des Flügelkastens entspricht (siehe Abbildung 5.2). Eine mittlere Höhe  $h_t$  ergibt sich aus der maximalen Höhe des Flügelkastenquerschnitts multipliziert mit dem Faktor  $\eta_t$ . Mit

$$\eta_t = \frac{1}{3}[1 + (h_1)^2 + (h_2)^2] - 0.25 \quad (5.1)$$


 Abbildung 5.1: Beispielhafte Biegemomentenverläufe  $M_x$  für die iGREEN-Konfiguration

kann nach [190]  $\eta_t$  über die Höhe  $h_1$  des vorderen und  $h_2$  des hinteren Holms ermittelt werden.

Aus dem Momentengleichgewicht  $\sum M_x = 0$  lässt sich die sogenannte Lastintensität  $p$  ermitteln. Für die Lastintensität  $p_U$  der Flügelunterseite gilt Folgendes:

$$p = p_U = \frac{-M_x}{\eta_t h_{max} c_b} \quad (5.2)$$

mit  $p_U = -p_O$  aus  $\sum F_y = 0$  am betrachteten Schnitt. Die Querkraft  $F_z$  und das Torsionsmoment  $M_y$  werden von den Holmen aufgenommen. Es wird angenommen, dass die Holme im betrachteten Schnitt eine konstante Wanddicke besitzen. Der Schubfluss  $q$  in den Holmen wird schnittweise wie folgt ermittelt:

$$q = \frac{|F_z|}{\eta_t h_{max} n_H} + \frac{|M_y|}{2\eta_t h_{max} c_b} \quad (5.3)$$

wobei  $n_H$  die Anzahl der Holme ist.

### Zulässige Spannungen

Die zulässigen Spannungen auf der Oberseite des Flügelkastens beinhalten Materialversagen und lokales Beulen. Die abgeschätzte zulässige Spannung  $\sigma_B$  für das lokale Beulen

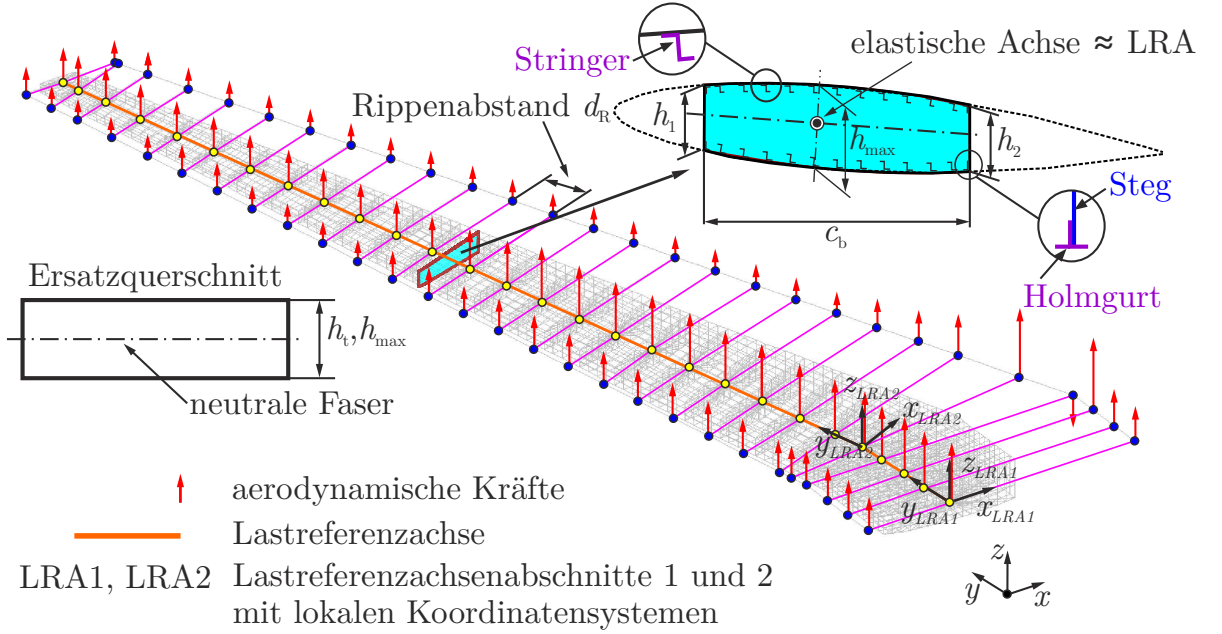


Abbildung 5.2: Lasten, Ersatzquerschnitt und Lastreferenzachse

ist abhängig von der Lastintensität  $p$ , dem Lasteffizienzfaktor  $\eta_B$  des Druckpanels, dem Sicherheitsfaktor  $j$ , dem  $E$ -Modul  $E$  und dem Rippenabstand  $d_R$  mit

$$\sigma_B = \frac{\eta_B}{j} \sqrt{\frac{pE}{d_R}} \quad (5.4)$$

Der Sicherheitsfaktor  $j$  wird mit  $j = 1.5$  angesetzt, während der Lasteffizienzfaktor  $\eta_B$  des Druckpanels u.a. vom Stringertyp abhängig ist. Die Werte für  $\eta_B$  liegen zwischen 0.8 und 0.9. In den Anwendungsbeispielen in Kapitel 6 wird als konservativer Ansatz  $\eta_B = 0.9$  gesetzt.

Wenn die zulässige Spannung für Materialversagen, die sogenannte Grenzlast  $\sigma_{GL}$ , über die Bruchlast  $\sigma_{BL}$  definiert wird, gilt mit dem Sicherheitsfaktor  $j = 1.5$ :

$$\sigma_{GL} = \frac{\sigma_{BL}}{j} \quad (5.5)$$

Auf die Oberseite gilt dann für die zulässige Spannung  $\sigma_{zul}^O$  insgesamt:

$$\sigma_{zul}^O = \min(\sigma_{GL}, \sigma_B) \quad (5.6)$$

Für die auf Zug beanspruchte Unterseite wird eine zulässige Spannung  $\sigma_E$  auf Basis von Materialermüdung als Kriterium angesetzt. Nach [125] kann für Aluminium 2024, das besonders bei Ermüdung geeignet ist und vorzugsweise auf der Flügelkastenunterseite eingesetzt wird, eine Bruchspannung  $\sigma_{BL}$  von 300 MPa angenommen werden und

diese der zulässigen Spannung infolge Ermüdung  $\sigma_E$  gleichgesetzt werden. Unter Berücksichtigung des Sicherheitsfaktors  $j$  ergibt sich für  $\sigma_{zul}^U$ , die zulässige Spannung für die Flügelunterseite:

$$\sigma_{zul}^U = \frac{\sigma_E}{j} \quad (5.7)$$

Zur Dimensionierung der Holme wird nach [42] die zulässige Schubspannung  $\tau_{zul}$  auf 80% der Bruchspannung gesetzt, um Beulen infolge Scherung Rechnung zu tragen:

$$\tau_{zul} = \frac{0,8}{\sqrt{3}} \sigma_{GL} \quad (5.8)$$

### Wandstärken und Querschnittsflächen

Mit den ermittelten zulässigen Spannungen  $\sigma_{zul}^O$  für die Oberseite sowie  $\sigma_{zul}^U$  für die Unterseite und der Lastintensität  $p$  bzw. dem Schubfluss  $q$  können die jeweiligen Wandstärken berechnet werden.

Die Festlegung der Dimensionen der Stringerquerschnitte stellt eine weitere Aufgabe in der Querschnittsdimensionierung dar. Ein Parameter ist das Verhältnis der benötigten gesamten Stringer Fläche  $A_{St}$  zur Querschnittsfläche der Deckhaut ohne Stringer  $A_D$ . Nach [42] liegt ein sinnvolles Verhältnis von  $A_{St}/A_D$  bei 0.5 bis 1.0. Ein Wert von 0.5 führt zu einer höheren Torsionssteifigkeit bei nahezu gleichbleibender Biegesteifigkeit, da die Wanddicken der Deckhäute größer sind, als bei einem Flächenverhältnis von 1.0. Die Wanddicken der Ober- und Unterseite und der Holme sind maßgeblich für die Torsionssteifigkeit.

Mit  $A_{St}/A_D = 0.5$  folgt:

$$t_D = \frac{2}{3} \frac{p}{\sigma_{zul}} \quad (5.9)$$

wobei aus fertigungstechnischen Gründen eine Mindestdicke  $t_D^{Min}$  nicht unterschritten werden darf. Für die benötigte Stringerfläche erhält man:

$$A_{St} = \frac{1}{3} \frac{p}{\sigma_{zul}} d_{St} \quad (5.10)$$

wobei  $\sigma_{zul}$  für die Ober- und Unterseite nach Gleichung 5.6 bzw. 5.7 zu wählen sind und  $d_{St}$  der Stringerabstand ist.

Da die Stringer als Balkenelemente im FEM modelliert sind, ist eine Umsetzung in die Querschnittsparameter des Balkens nötig. Für die Deckhäute werden Z-Stringer verwendet, eine übliche Bauweise bei Transportflugzeugen in Metallbauweise [125]. Wie folgt werden die Parameter  $d_1$ ,  $d_2$ ,  $d_3$  und  $d_4$  (siehe Abbildung 5.3) zur Definition des Z-Stringers ermittelt, um praxisnahe Stringerabmaße zu erzielen:

$$d_2 = t_D \quad (5.11)$$

$$d_4 = A_{St}^i \eta_{vh} \quad (5.12)$$

$$d_3 = d_4 - 2d_2 \quad (5.13)$$

$$d_1 = A_{St}^i (1 - \eta_{vh}) \quad (5.14)$$

Der Parameter  $\eta_{vh}$  ist das Verhältnis der vertikalen zu den horizontalen Flächen des Z-Stringers  $i$ . Ein Wert von  $\eta_{vh} = 0.6$  wird angesetzt.

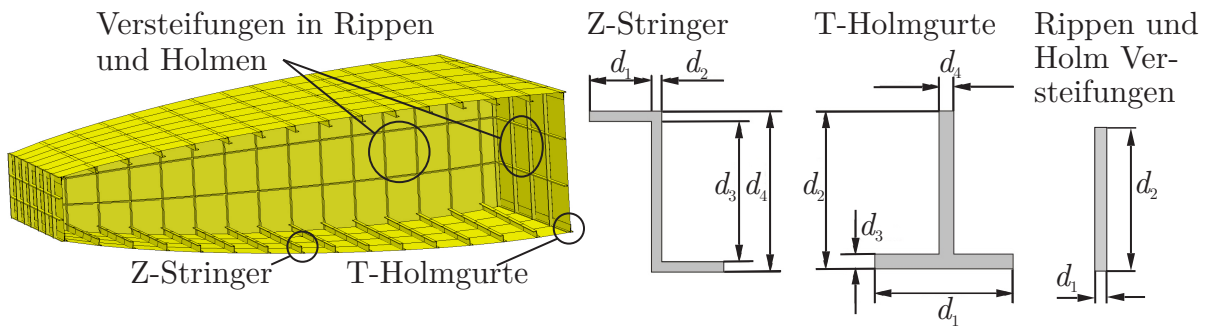


Abbildung 5.3: Dimensionen der Stringer, Holmgurte und inneren Versteifungen im FE-Modell

Die Wandstärken der Holme ergeben sich aus Gleichung 5.3 und 5.8 zu

$$t_H = \frac{q}{\tau_{zul}} \quad (5.15)$$

Für die Querschnittsfläche  $A_H^j$  eines Holmgurtes  $j$  wird die doppelte Fläche  $A_{St}^i$  eines Stringers  $i$  angesetzt. Als Balkenquerschnitt wird ein T-Balken verwendet, dessen Abmaße  $d_1$ ,  $d_2$ ,  $d_3$  und  $d_4$  wie folgt definiert sind:

$$d_3 = d_4 = t_D \quad (5.16)$$

$$d_1 = d_2 = \frac{A_H^j}{2d_3} \quad (5.17)$$

Weiterhin werden lokale Versteifungen in den Rippen und Holmen als I-Balken modelliert. Nach [43] werden die Dimensionen  $d_1$  und  $d_2$  mit der ermittelten Wandstärke der Rippen bzw. Holme entsprechend in Zusammenhang gesetzt:

$$d_1 = t_H \quad (5.18)$$

$$d_2 = 6t_H \quad (5.19)$$

Die mit dieser Dimensionierungsmethode ermittelten Wandstärken und Querschnittsgrößen werden in ein MSC.Nastran FE-Modell für den tragenden Flügelkasten übertragen und bilden die erste Dimensionierungsstufe (DS1). Siehe dazu auch Abbildung 5.3.

## 5.2 Dimensionierung mit Strukturoptimierungsmethoden

Bei der zweiten und dritten Dimensionierungsstufe DS2 und DS3 werden gradientenbasierte Optimierungsalgorithmen eingesetzt und damit Strukturoptimierungsmethoden (SOM) angewandt. Die allgemeine mathematische Formulierung als Optimierungsaufgabe für die Minimierung einer Zielfunktion  $f$  (z.B. die Masse des Flügelkastens) lautet:

$$\text{Min}\{f(\mathbf{x}) | \mathbf{g}(\mathbf{x}) \leq 0; \mathbf{x}_u \leq \mathbf{x} \leq \mathbf{x}_o\} \quad (5.20)$$

mit der zu minimierenden Zielfunktion  $f$ , den Restriktionen  $\mathbf{g}$  und den Entwurfsvariablen  $\mathbf{x}$  mit seinen unteren und oberen Schranken  $\mathbf{x}_u$  und  $\mathbf{x}_o$ .

Zur Lösung von Strukturoptimierungsaufgaben werden grundsätzlich zwei Wege unterschieden. Zum einen gibt es die Optimalitätskriterienverfahren (OC, engl. optimality criteria) und zum anderen die Methoden der Mathematischen Programmierung (MP, engl. mathematical programming). In der vorliegenden Arbeit werden MP-Methoden mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen eingesetzt, da diese sich bei der Dimensionierung von Flugzeugstrukturen als eine geeignete Methode bewährt haben. Insbesondere die Möglichkeit unterschiedlichste Restriktionen aus den Bereichen: Bauteilfestigkeit, Stabilitätseigenschaften, wie lokales Beulen, Fertigungsrandbedingungen und Aeroelastik zu definieren, zeichnen die MP-Verfahren aus. Weiterhin stehen unterschiedliche Optimierungsalgorithmen zur Verfügung, die je nach Definition der Optimierungsaufgabe geeignet sind und verwendet werden können.

Das zu den OC-Verfahren gehörige sogenannte Fully Stressed Design (FSD), das auch in einigen Veröffentlichungen bei der Dimensionierung von Flugzeugstrukturen zum Einsatz kommt [136], [144], wird in der vorliegenden Arbeit nicht verwendet. Die Gründe liegen darin, dass nur Wanddicken als Entwurfsvariablen und festgelegte zulässige Spannungen als Restriktionen verwendet werden können. Daher ist es nicht möglich bestimmte Restriktionen, wie lokales Beulen oder Ruderwirksamkeit und Divergenz direkt zu definieren. Das FSD basiert auf einer Entwurfsregel, bei der vorhandene Spannungszustand eines FE mit der Wanddicke in Verbindung gebracht wird und so iterativ durch analytische Ermittlung der Wanddicke eine Struktur dimensioniert wird. Die Grundgleichung des FSD lautet:

$$x_i^{neu} = \left( \frac{\sigma_i}{\sigma_{zul}} \right)^a x_i^{alt} \quad (5.21)$$

mit der  $i$ -ten Entwurfsvariablen  $x_i$ , dem neu ermittelten Wert  $x_i^{neu}$  und dem entsprechenden Wert des vorherigen Iterationsschrittes  $x_i^{alt}$  des Entwurfsvariablenvektors  $\mathbf{x}$ , der vorhandenen Elementspannung  $\sigma_i$ , der zulässigen Elementspannung  $\sigma_{zul}$  und dem Relaxationsparameter  $a$ . Der Vorteil des FSD liegt in seiner Schnelligkeit bzw. Konvergenz, die u.a. mit dem Parameter  $a$  beeinflusst wird, sowie darin, dass eine aufwendige Ermittlung von Gradienten, wie sie bei den MP-Verfahren erforderlich ist, vermieden wird.

Das Buch von BAIER [8] gibt einen umfangreichen Überblick zur Thematik Strukturoptimierung und im Buch von HÖRNLEIN [76] werden verschiedene Strukturoptimierungsprogramme erläutert.

### 5.2.1 Optimierungsschleife für gradientenbasierte Optimierungsalgorithmen

Bei der Behandlung der Dimensionierung mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen kann der Ablauf der Optimierung über die sogenannte Optimierungsschleife definiert werden (siehe Abbildung 5.4), wie sie in dieser Form u.a. von ESCHENAUER vorgeschlagen wird [53].

Ausgehend vom Startentwurf für die **Entwurfsvariablen**  $\mathbf{x}$ , wird im **Entwurfsmodell** der mathematische Zusammenhang zwischen den Entwurfsvariablen  $\mathbf{x}$  und den **Analysevariablen**  $\mathbf{y}$  definiert. Die Analysevariablen  $\mathbf{y}$  sind die Strukturparameter, wie die Wanddicken der Finiten-Elemente oder Querschnittsabmessungen von Balkenelementen. Werden mehrere Analysevariablen zu einer Entwurfsvariablen zusammengefasst, wird auch vom „variable linking“ gesprochen. Die Entwurfsvariablen sind die mathematischen Größen, die vom Optimierungsalgorithmus verwendet werden. Der mathematische Zusammenhang zwischen der Entwurfsvariablen und der Analysevariablen kann aber auch komplexer sein, wie z.B. beim Einsatz von speziellen Ansatzfunktionen zur Parametrisierung der Wanddicken oder von Materialeigenschaften ([163], [47]).

Eingangsgrößen für die Simulationsverfahren sind neben den von den Entwurfsvariablen abhängigen Analysevariablen, die **konstanten Analyseparameter**  $\mathbf{y}_c$ . Diese umfassen beim Flügelkasten z.B. die Knoten und Elemente des FE-Modells, die Materialparameter, das Aerodynamikmodell, die Lasten, die Trimmbedingungen für die Ruderwirksamkeitsanalyse, wie z.B. der Staudruck und die Machzahl oder nur die Machzahl bei der Divergenzanalyse.

Die bei der Dimensionierung eingesetzten **Simulationsverfahren** sind statische Analysen für jeden Lastfall, Trimmanalysen für ausgewählte Rollmanöver zur Ermittlung der Ruderwirksamkeit und die Divergenzanalyse für vorgegebene Machzahlen, um den Divergenzstaudruck  $q_D$  zu berechnen. Auch die analytischen Formeln zur Ermittlung der Beulsicherheit sind Teil der Simulationsverfahren. Die Ergebnisse der Simulationsverfahren sind die Zustandsvariablen  $\mathbf{r}$ . Diese umfassen das Strukturgewicht, Elementspannungen, Elementdehnungen, Beulsicherheiten, Parameter zur Ermittlung der Ruderwirksamkeit



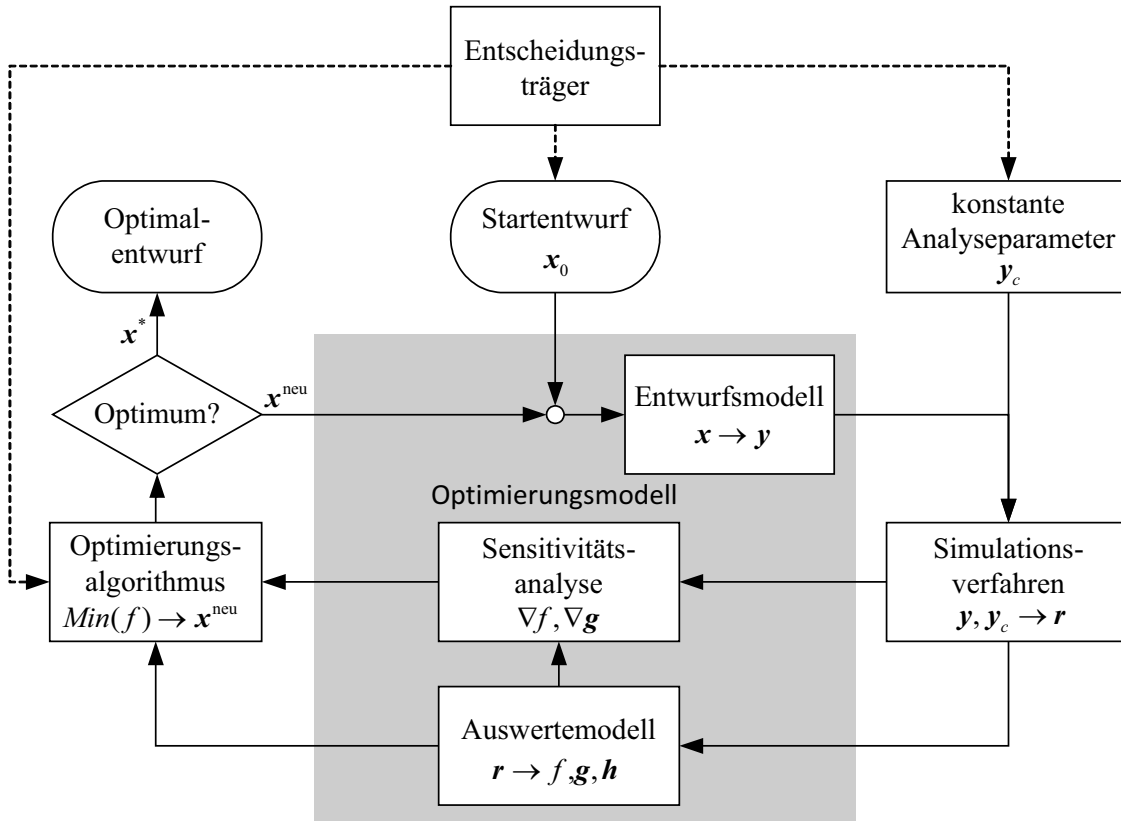


Abbildung 5.4: Optimierungsschleife bei gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen

und den Divergenzstaudruck.

Im **Auswertemodell** werden der Zielfunktionswert  $f$  und die Restriktionswerte  $g$  aus den Zustandsvariablen  $r$  bestimmt. Diese sind ein Teil der Eingangsgrößen für den **Optimierungsalgorithmus**. Die Zustandsgrößen sind die Flügelkastenmasse  $m_{FK}$ , die Vergleichsspannung  $\sigma_V$  nach VON MISES, die Beulsicherheit  $SF_{BD}$  für auf Druck belastet Beulfelder der Flügelober- und -unterseite, die Beulsicherheit  $SF_{BS}$  für schubbeanspruchte lokale Beulfelder der Holme und Rippen, der Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  und der Divergenzstaudruck  $q_D$ . Mit den vorgegebenen zulässigen Werten für die Spannungen  $\sigma_{zul}$ , den über die Polynomapproximation mit  $c^*$  ermittelten Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  oder den zulässigen Staudruck  $q_D$  im Kniepunkt der Stabilitätsenveloppe, können die Zielfunktion und die Restriktionsfunktionen wie folgt formuliert werden:

$$f(\mathbf{x}) = m_{FK} \quad (5.22)$$

$$g_{SO}^i = 1 - \frac{\sigma_V}{\sigma_{zul}^o} \leq 0, \text{ mit } i = 1, n_O \quad (5.23)$$

$$g_{SU}^i = 1 - \frac{\sigma_V}{\sigma_{zul}^v} \leq 0, \text{ mit } i = 1, n_U \quad (5.24)$$

$$g_{BD}^i = 1 - SF_{BD} \leq 0, \text{ mit } i = 1, n_{BD} \quad (5.25)$$

$$g_{BS}^i = 1 - SF_{BS} \leq 0, \text{ mit } i = 1, n_{BS} \quad (5.26)$$

$$g_A = 1 - \frac{C_{l,\delta_a}}{C_{l,\delta_a,zul}} \leq 0 \quad (5.27)$$

$$g_D = 1 - \frac{q_D}{q_{D,zul}} \leq 0 \quad (5.28)$$

Die Restriktionsfunktionen werden in den obigen Gleichungen als skalare Funktionen formuliert.

Neben den Werten für  $f$  und  $\mathbf{g}$  werden in der **Sensitivitätsanalyse** die Gradienten  $\nabla f$  und  $\nabla \mathbf{g}$  der Zielfunktion und der Restriktionen bezüglich der Entwurfsvariablen  $\mathbf{x}$  ermittelt. Die Sensitivitäten zu  $\mathbf{g}_{SO}$ ,  $\mathbf{g}_{SU}$ ,  $g_A$  und  $g_D$  werden entsprechend [124] semi-analytisch bestimmt. Vertiefende Erläuterungen zur Ermittlung der Sensitivitäten der Restriktionen  $g_A$  und  $g_D$  finden sich in [40]. Da die analytischen Formeln zur Ermittlung von  $SF_{BD}$  und  $SF_{BS}$ , bzw.  $\mathbf{g}_{BD}$  und  $\mathbf{g}_{BS}$ , von  $\sigma_V$  abhängig sind, werden die Sensitivitäten ebenfalls semi-analytisch ermittelt.

Mit den Werten für die Zielfunktion und den Restriktionen sowie deren Ableitungen wird im **Optimierungsalgorithmus** ein modifizierter Entwurfsvariablenvektor  $\mathbf{x}^{neu}$  ermittelt. Dies geschieht nach Kriterien entsprechend dem verwendeten Optimierungsalgorithmus. In der vorliegenden Arbeit werden drei Optimierungsalgorithmen eingesetzt, deren „Arbeitsweisen“ im nachfolgenden Unterabschnitt kurz erläutert werden. Zur Bestimmung der Konvergenz der Optimierungsaufgabe werden die Werte der Restriktionen herangezogen sowie die relativen und absoluten Änderungen der Zielfunktion und der Entwurfsvariablen ermittelt. Liegen die Restriktionswerte innerhalb der definierten Schranken und unterschreiten die Änderungen der Zielfunktion und der Entwurfsvariablen (relativ und absolut) einen vorgegebenen Mindestwert, ist die Optimierung konvergiert und ein Optimalentwurf gefunden. Es handelt sich dabei zunächst um ein Optimum, bei dem noch zu prüfen ist, ob es als globales Optimum interpretiert werden darf oder „nur“ ein lokales Optimum ist. Dies kann u.a. dadurch festgestellt werden, in dem die Optimierung mit unterschiedlichen Startentwürfen durchlaufen wird. Sind die Optimalentwürfe gleich, kann von einem globalen Optimum gesprochen werden.

Zum sogenannten **Optimierungsmodell** gehören, wie in Abbildung 5.4 dargestellt, das Entwurfsmodell, das Auswertemodell und die Sensitivitätsanalyse. Es stellt das Bindeglied zwischen den mathematischen Optimierungsalgorithmen und dem Bereich der multidisziplinären Simulation dar. Die Definition des Optimierungsmodells ist wesentlich für die erfolgreiche Bearbeitung einer Optimierungsaufgabe mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen.

## Rolleffektivität und Divergenz als Restriktionen bei der Dimensionierung

Entsprechend den Zulassungsvorschriften (z.B. §25.629 der CS25 [128]) ist sicherzustellen, dass bei einem Flugzeug innerhalb der Stabilitätsenvelope neben Flattern weder Ruderumkehr noch Divergenz auftreten. Zur Umsetzung der Ruderwirksamkeit als Restriktion  $g_A$  wird der Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  infolge eines Querruderausschlages  $\delta_a$  als Restriktion definiert. Bei Ruderumkehr wird  $C_{l,\delta_a}$  negativ. Wie bereits in Abschnitt 2.2.5 dargelegt, ist der Nachweis von  $C_{l,\delta_a} > 0$  am Kniepunkt hinreichend, um auf eine ausreichende Ruderwirksamkeit in der gesamten Stabilitätsenvelope zu schließen. Da die Machzahl  $Ma$  am Kniepunkt der Stabilitätsenvelope in der Regel nahe  $Ma = 1.0$  liegt, wurde im Abschnitt 2.2.5 bereits eine Methode vorgeschlagen, bei dem  $C_{l,\delta_a}$  für einen ausgewählten Flugpunkt mit niedrigerer Machzahl als Restriktion  $g_A$  definiert wird. Für die untere Schranke der Restriktion  $g_A$  wird über ein approximiertes Polynom  $c^* = C_{l,\delta_a}(Ma)$  der Wert  $C_{l,\delta_a,zul}$  so ermittelt, dass  $c^*$  durch den Kniepunkt der Stabilitätsenvelope verläuft. In gleicher Weise wird die Divergenzrestriktion  $g_D$  mit  $q_{D,zul}$  definiert.

### 5.2.2 Mathematische Optimierungsalgorithmen

Die Dimensionierung des Flügelkastens mit Optimierungsalgorithmen wird mit dem Programm MSC.Nastran ausgeführt. Nachfolgend sollen die wesentlichen Grundkonzepte der drei Optimierungsalgorithmen, die zur Verfügung stehen, dargestellt werden. Vertiefende Erläuterungen zu den Optimierungsalgorithmen finden sich in [192] und [195].

#### Modifizierte Methode der zulässigen Richtungen - MMFD

Der auch als Modified Methode of Feasible Direction (MMFD) bekannte Algorithmus ist eine Zusammenführung des Verfahrens der Methode der zulässigen Richtungen und des Verfahrens der generalisierten Gradienten [194]. Der Algorithmus MMFD gehört zu den sogenannten direkten Lösungsmethoden. Die Suchrichtung wird so ermittelt, dass sich die Restriktionen  $\mathbf{g}$  immer auf dem Rand des zulässigen Gebietes befinden. Die Breite dieses Randes wird durch die Formulierung eines Übergangsbereiches zwischen zulässigen und unzulässigen Lösungen festgelegt. Es wird also definiert, ab wann eine Restriktionsfunktion als verletzt gilt. Somit liegen die Optimierungsschritte entlang der Berandung des zulässigen Gebietes. Liegt der Startpunkt des Entwurfs im unzulässigen Bereich, versucht der Optimierungsalgorithmus möglichst im ersten Optimierungsschritt eine zulässige Lösung zu erzielen.

#### Sequentielle lineare Programmierung - SLP

Bei der Methode der sequentiellen linearen Programmierung werden lineare Ersatzfunktionen für die Zielfunktion  $f$  und die Restriktionsfunktionen  $\mathbf{g}$  eingeführt. Dies geschieht durch Entwicklung von TAYLOR-Reihen, unter Verwendung der verfügbaren Gradienteninformationen. Die TAYLOR-Reihe wird hinter dem linearen Glied abgebrochen [89]. Die

so linearisierte Optimierungsaufgabe kann effizient mit dem Simplex Algorithmus gelöst werden [44]. Der Optimierungsalgorithmus SLP kann auch im unzulässigen Bereich arbeiten.

### Sequentielle quadratische Programmierung - SQP

Ähnlich wie bei der SLP-Methode werden bei der Methode der sequentiellen quadratischen Programmierung (SQP) die Zielfunktion  $f$  und die Restriktionsfunktionen  $\mathbf{g}$  durch Ersatzfunktionen approximiert [140]. Bei der SQP-Methode wird allerdings nicht die Zielfunktion direkt, sondern die LAGRANGE-Funktion minimiert. Für die Approximation der Zielfunktion  $f$  wird eine TAYLOR-Reihe entwickelt, die nach dem quadratischen Glied abgebrochen wird. Die Restriktionsfunktionen  $\mathbf{g}$  werden linear approximiert. Bei der Bestimmung der Suchrichtung werden auch Verfahren angewendet, wie sie bereits bei der Methode MMFD erläutert wurden. Eine Verfeinerung des Verfahrens wurde von Schittkowski [160] entwickelt und eine Verbesserung u.a. durch eine weiterentwickelte Formel zur Anpassung der HESSE-Matrix nach Broyden-Fletcher-Shanno-Goldfarb ([27], [62], [174], [68]) im Optimierungsablauf. Der Optimierungsalgorithmus SQP kann wie der SLP auch im unzulässigen Bereich arbeiten.

## 5.3 Dreistufiger Dimensionierungsprozess

Der in der vorliegenden Arbeit zu untersuchende Einfluss der statischen aeroelastischen Anforderungen beim Strukturentwurf von Flugzeugflügeln wird im Wesentlichen durch die Dimensionierung des Flügelkastens herausgearbeitet. Dazu wird ein dreistufiger Dimensionierungsprozess entwickelt, bei dem sowohl die genannte klassische Vorgehensweise der Dimensionierung mit Schnittlasten angewendet wird, als auch Strukturoptimierungsmethoden mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen (siehe Abbildung 5.5).

Die klassische Vorgehensweise eines Konstrukteurs im Flugzeugbau besteht darin, die Belastungen einzelner Strukturkomponenten eines Flügelkastens auf Basis von Schnittlasten zu ermitteln. Über vorgegebene oder zu ermittelnde zulässige Bauteilspannungen bzw. Dehnungen wird dann eine Festlegung der Wanddicken der Schalelemente bzw. der Querschnittsflächen bei den Versteifungselementen, die sogenannte Dimensionierung, vorgenommen ([126], [28],[129]).

In der ersten Stufe des Dimensionierungsprozesses (DS1) wird die Flügelkastenstruktur abschnittsweise mit Schnittlasten entsprechend der im Abschnitt 5.1 dargelegten Vorgehensweise dimensioniert. Die Schnittlasten bestehen aus den maximalen und minimalen Schnittkräften  $F_z$  und Schnittmomenten  $M_x$  und  $M_y$  der ermittelten Lasten im Lastreferenzachsenkoordinatensystem. Die Schnittebenen dieser Dimensionierungsvorgehensweise sind mittig zwischen zwei Rippen definiert. Neben den Materialeigenschaften geht in die Dimensionierung der Deckhaut, die Querschnittsgeometrie (mittlere Höhe  $h_t$  und

Flügelkastentiefe  $c_b$ ) ein. Die Dicke der Rippen wird gleich der Dicke der benachbarten Holmstege gesetzt. Es wird auch der benötigte Querschnitt für Stringer ermittelt und über den gegebenen Stringerabstand sowie weiterer Parameter, die Geometriegrößen für Z-Stringer berechnet. Ebenso werden die Geometrieparameter für T-Holmgurte aus der nötigen Querschnittsfläche ermittelt. Die Abmaße der inneren Versteifungen der Holm und der Rippen werden in Abhängigkeit der Wanddicken der jeweiligen Holmabschnitte bzw. Rippen gesetzt. Nach Festlegung der Dimensionierungsparameter über algebraische Gleichungen werden die berechneten Größen in ein MSC.Nastran FE-Modell für den tragenden Flügelkasten umgesetzt.

Bei der zweiten Stufe der Dimensionierung (DS2) wird eine Strukturoptimierung mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen durchgeführt. Die in der ersten Stufe DS1 ermittelten Dimensionierungsparameter werden als Startentwurf übernommen. Die Entwurfsvariablen sind die Wanddicken der Schalenelemente der Deckhaut, der Holme und der Rippen. Die Dimensionen der Versteifungselemente, wie der Stringer, der Holmgurte und der inneren Versteifungen der Holme und Rippen bleiben in DS2 unverändert. Die Schalenelemente, die zwischen zwei benachbarten Stringern und zwei aufeinanderfolgenden Rippen liegen, werden als eine Variable definiert, ebenso die entsprechenden Elemente eines Holmabschnittes zwischen zwei Rippen und die Schalenelemente einer Rippe. Restriktionen dieser Optimierungsstufe sind zulässige Bauteilspannungen  $\sigma_V$  und die Beulsicherheit  $SF_B$  für lokale Beulfelder der Deckhäute, Holme und Rippen. Die zulässigen Beulspannungen werden über analytische Gleichungen ermittelt.

Und schließlich findet in der dritten Stufe (DS3) eine Dimensionierung mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen statt, wobei die Restriktionen in dieser Stufe aus der Aeroelastik stammen. Die Entwurfsvariablen sind in gleicher Weise definiert, wie in DS2. Als untere Schranke für die Entwurfsvariablen  $\mathbf{x}$  und als Startentwurf werden die Optimierungsergebnisse von DS2 verwendet. Durch die Festlegung der unteren Schranke für die Entwurfsvariablen kann in dieser Stufe nur noch Material hinzugefügt bzw. Wanddicken erhöht werden. Dadurch lässt sich aber auf einfache Weise der Einfluss der Restriktionen aus der Aeroelastik auf den Strukturentwurf untersuchen. Mit der Berücksichtigung der Restriktionen aus der Aeroelastik soll ein Entwurf erzielt werden, der auch die Zulassungsanforderungen erfüllt, die besagen, dass Ruderumkehr und Divergenz innerhalb der Stabilitätsenveloppe nicht auftreten dürfen. Bei Flugzeugflügeln mit rückwärtig gepfeilten Flügeln ist die Steuerflächenwirksamkeit von Bedeutung, während die Divergenz bei vorwärtsgepfeilten Flügeln eine Rolle spielt. Für die Formulierung der entsprechenden Restriktionen wird der sogenannte Knipunkt der Stabilitätsenveloppe betrachtet. Da bei gängigen Verkehrsflugzeugen mit einer Reisegeschwindigkeit von  $Ma=0.78$  bis  $Ma=0.85$  dieser Punkt fast oder gleich  $Ma=1.0$  aufweist, ist das unkorrigierte DL-Modell und damit die DLM als aerodynamisches Verfahren in diesem Geschwindigkeitsbereich nicht mehr geeignet. Daher wird exemplarisch für die Ruderwirksamkeitsrestriktion eine Methode entwickelt, bei der der Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  mit einem Polynom als Funktionen  $c$  und  $c^*$  approximiert wird. Bei dieser Methode wird für eine niedrigere Machzahl ein Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  als Restriktion  $g_A$  definiert und eine

untere Schranke von  $g_A$  über  $c^*$  so ermittelt, dass die approximierte Ruderwirksamkeit am Kniepunkt größer oder gleich Null ist.

Mit dem dreistufigen Dimensionierungsprozess wird die klassische schnittlastenbasierte Dimensionierung kombiniert mit den State of the Art Methoden der Strukturoptimierung, wobei die Vordimensionierung einen guten Startentwurf für die Dimensionierung in DS2 liefert.

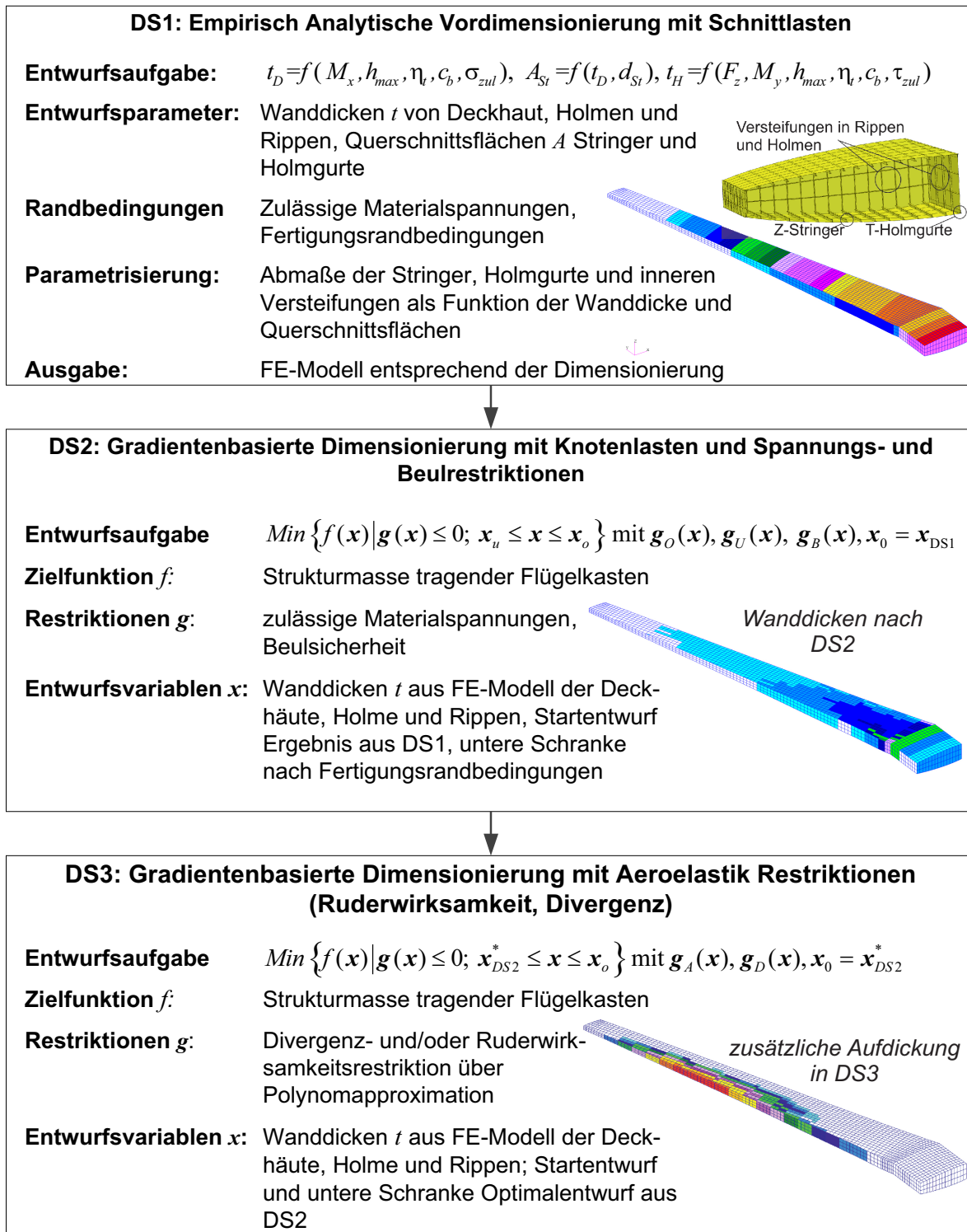


Abbildung 5.5: Ablauf dreistufiger Dimensionierungsprozess





## 6 Anwendungsbeispiele

Im nachfolgenden Kapitel wird der Einfluss der statischen aeroelastischen Anforderungen beim Strukturentwurf anhand von Entwurfsstudien zu drei verschiedenen Flugzeugflügeln untersucht. Dies sind die Flügel der D150-, der NASA-CRM- und der iGREEN-Konfiguration. Für den Basisentwurf und die verschiedenen Parametervariationen kommt der parametrische Entwurfsprozess unter Verwendung der Simulationsmodellbausteine zum Einsatz. Die Parameter aus folgenden Bereichen des Basisentwurfs werden im Rahmen der Entwurfsstudien variiert:

- Flügelgeometrie (z.B. Flügelpfeilung, Streckung, Fläche, Verdrehungsverteilung)
- Konstruktionskonzept des Flügelkastens (z.B. Orientierung der Stringer und Holmlagen)
- Querrudergröße und Position
- Aerodynamikmodellparameter (mit und ohne Korrekturfaktoren)
- Optimierungsmodell (Entwurfsvariablen, Restriktionen)

Je Anwendungsbeispiel werden zunächst die wesentlichen Parameter der Konfiguration und das Parametrisierungskonzept für die verschiedenen Simulationsmodellbausteine erläutert. Daran schließt sich die Darlegung der Ergebnisse zum Basisentwurf an. Schließlich werden die Resultate der jeweiligen Parametervariationen dargestellt, verglichen und interpretiert.

Die Auswahl der drei Anwendungsbeispiele zeigt, dass die in der Arbeit durchgeführten Untersuchungen zum Einfluss der statischen aeroelastischen Anforderungen auf den Strukturentwurf von Flugzeugflügeln kleine und große, aktuell gängige Verkehrsflugzeugtypen sowie mit dem iGREEN-Flügel, eine ungewöhnliche Konfiguration umfassen. Die iGREEN-Konfiguration hat vorwärtsgepfeilte Flügel.

Ferner geht es auch um die Darstellung des weitreichenden Entwurfsraums, den das entwickelte Parametrisierungskonzept in Verbindung mit dem Entwurfsprozess erlaubt.

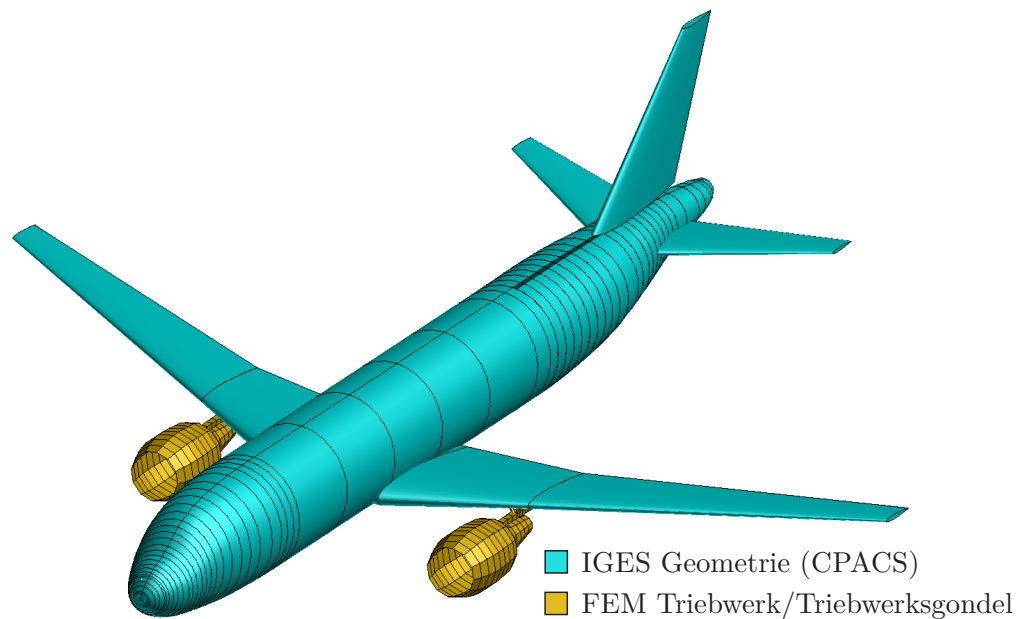


Abbildung 6.1: IGES-Geometrie der D150-Konfiguration entsprechend dem CPACS-Datensatz mit dem FE-Modell der Triebwerksgondel und des Triebwerks aus den Simulationsmodellbausteinen

## 6.1 Flügel der D150-Konfiguration

Beim ersten Anwendungsbeispiel handelt es sich um den Flügel der D150-Konfiguration, die im Rahmen des DLR-Projektes VAMP entwickelt wurde [206] (siehe Abbildung 6.1). Die D150-Konfiguration ist hinsichtlich der Geometrie und der Transportaufgabe vergleichbar mit dem Airbus A320-200. Vom Hersteller veröffentlichte Daten, z.B. über die Internetseite von Airbus, und Eingabedaten für das Vorentwurfsprogramm PrADO zum Anwendungsbeispiel Airbus A320 werden für die D150-Konfiguration verwendet [136]. Weitere Flugzeugdaten bzw. Parameter, die für die Untersuchungen nötig sind, wurden im DLR-Projekt VAMP definiert oder werden innerhalb der vorliegenden Arbeit festgelegt.

Für den Flügel der D150-Konfiguration soll insbesondere der Einfluss der Querruderwirksamkeit auf den Strukturentwurf auch bei weitreichenden Planformvariationen untersucht werden. Bei den Parametervariationen handelt es sich im Wesentlichen um die im Projekt VAMP durchgeführte Parameterstudie, bei der 18 verschiedene Planformvariationen betrachtet wurden, drei Flügelstreckungen  $AR$  kombiniert mit je sechs verschiedenen Flügelflächen  $S_A$  [4]. Während bei der Parameterstudie im Projekt VAMP das verwendete Konstruktionskonzept für den tragenden Flügelkasten einfach gehalten war (z.B. Rippen in Strömungsrichtung, keine gerichteten Stringer, Holmlagen mit kon-

stantem prozentualen Abstand über die Spannweite) ist das Strukturkonzept der nachfolgenden Studie möglichst konstruktionsnah. Es orientiert sich u.a. an Abbildungen zum A320 aus dem von Airbus öffentlich zugänglich gemachten Maintenance Facility Planning Manual (MFP Manual) [155].

### 6.1.1 Allgemeine Flugzeugparameter

In der Tabelle 6.1 sind die allgemeinen Flugzeugparameter der D150-Konfiguration aufgelistet. Die Bemessungsreisegeschwindigkeit  $V_C$  bzw. Bemessungsreisemachzahl  $M_C$  werden den maximalen operationellen Geschwindigkeiten  $V_{MO}$  und  $M_{MO}$  gleichgesetzt. Die Werte für  $V_{MO}$  und  $M_{MO}$  wiederum sind für den Airbus A320 im Type-Certificate Data Sheet der EASA zu finden [1]. Die Bahnneigungsgeschwindigkeit  $V_D$  kann über das Diagramm des Arbeitsblattes LTH BM 32 100-05 des Luftfahrttechnischen Handbuchs (LTH) abgeschätzt werden, und die Bahnneigungsmachzahl folgt mit  $M_D = M_C + 0.07$  den Acceptable Means of Compliance AMC 25.335(b)(2) der Zulassungsvorschriften CS25.

Marginale Abweichungen bei den Massen der D150-Daten gegenüber denen von Airbus zum A320 liegen darin begründet, dass einige Flugzeugparameter, z.B. die maximale Startmasse  $m_{ST}$ , Ergebnisgrößen der im Projekt VAMP entwickelten Konzeptentwurfsberechnungsverfahren sind. Sie sind nicht vorgegeben oder vom A320 übernommen worden.

### 6.1.2 Parametrische Modelle

Nachfolgend wird die parametrische Modellierung mit den Simulationsmodellbausteinen erläutert. Eine Übersicht zu den parametrischen Modellen ist in Abbildung 6.2 dargestellt.

#### Flügelgeometrie

Die Flügelgrundrissgeometrie entspricht den im DLR-Projekt VAMP bereitgestellten Daten für die D150-Konfiguration, die im CPACS Format gegeben sind. Die drei verwendeten Profile für die vier Profilschnitte, mit denen die Planformgeometrie aufgebaut wird, stammen aus der Geometrie der DLR-F6-Konfiguration. Die DLR-F6-Konfiguration ist ähnlich der Geometrie des Airbus A320 und wurde in den 1980er Jahren als öffentlich freigegebene Geometrie für aerodynamische Untersuchungen entwickelt [26] (siehe auch Abbildung 6.2b und c).

#### Aerodynamikmodell

Das Aerodynamikmodell ist ein Panelmodell für die Doublet Lattice Methode (DLM). Für den Flügel besteht es aus sechs Makroflächen, eines für den Flügelmittelkasten, eines

Tabelle 6.1: Allgemeine Flugzeugparameter zur D150-Konfiguration

| Parameter  | Wert                               |
|--|------------------------------------|
| <i>Geometrie Flügel</i>  |                                    |
| Flügelfläche $S_A$   | 122.3 m <sup>2</sup>               |
| Spannweite $b$   | 33.91 m                            |
| Streckung $AR$   | 9.402                              |
| Zuspitzung $\lambda$   | 0.246                              |
| Flügelpfeilung $\varphi_{0\%}, \varphi_{25\%}, \varphi_{50\%}$             | 27.541°, 24.944°, 17.152°          |
| <i>Geometrie Höhenleitwerk</i>   |                                    |
| Höhenleitwerksfläche $S_A^{HLW}$   | 30.98 m <sup>2</sup>               |
| Spannweite $b^{HLW}$   | 12.45 m                            |
| Streckung $AR^{HLW}$   | 5.0                                |
| Zuspitzung $\lambda^{HLW}$   | 0.33                               |
| Pfeilung $\varphi_{0\%}^{HLW}, \varphi_{25\%}^{HLW}, \varphi_{50\%}^{HLW}$ | 32.4°, 27.56°, 22.73°              |
| <i>Massen und Schwerpunktlage</i>  |                                    |
| Betriebsleermasse $m_{BL}$   | 43712 kg                           |
| Maximale Startmasse $m_{ST}$   | 73365 kg                           |
| Maximale Kraftstoffnullmasse $m_{Lt}$                                      | 62962 kg                           |
| Vordere und hintere Schwerpunktlage in %MAC                                | 10-45%                             |
| <i>Entwurfsgeschwindigkeiten und Flughöhen</i>                             |                                    |
| Reiseflugmachzahl $Ma_{Reise}$   | 0.78                               |
| Bemessungsreisegeschwindigkeit $V_C$ , -machzahl $M_C$                     | 180 m/s, 0.82                      |
| Bahnneigungsfluggeschwindigkeit $V_D$ , -machzahl $M_D$                    | 209 m/s, 0.89                      |
| Reiseflughöhe $h_{Reise}$  | 10000 m                            |
| Maximale Flughöhe $h_{max}$  | 12500 m                            |
| <i>Material</i>  |                                    |
| Aluminum:  |                                    |
| E-Modul $E$  | $7.5 \cdot 10^6$ N/m <sup>2</sup>  |
| G-Modul $G$  | $2.85 \cdot 10^6$ N/m <sup>2</sup> |
| Dichte $\rho$  | 2800 kg/m <sup>3</sup>             |

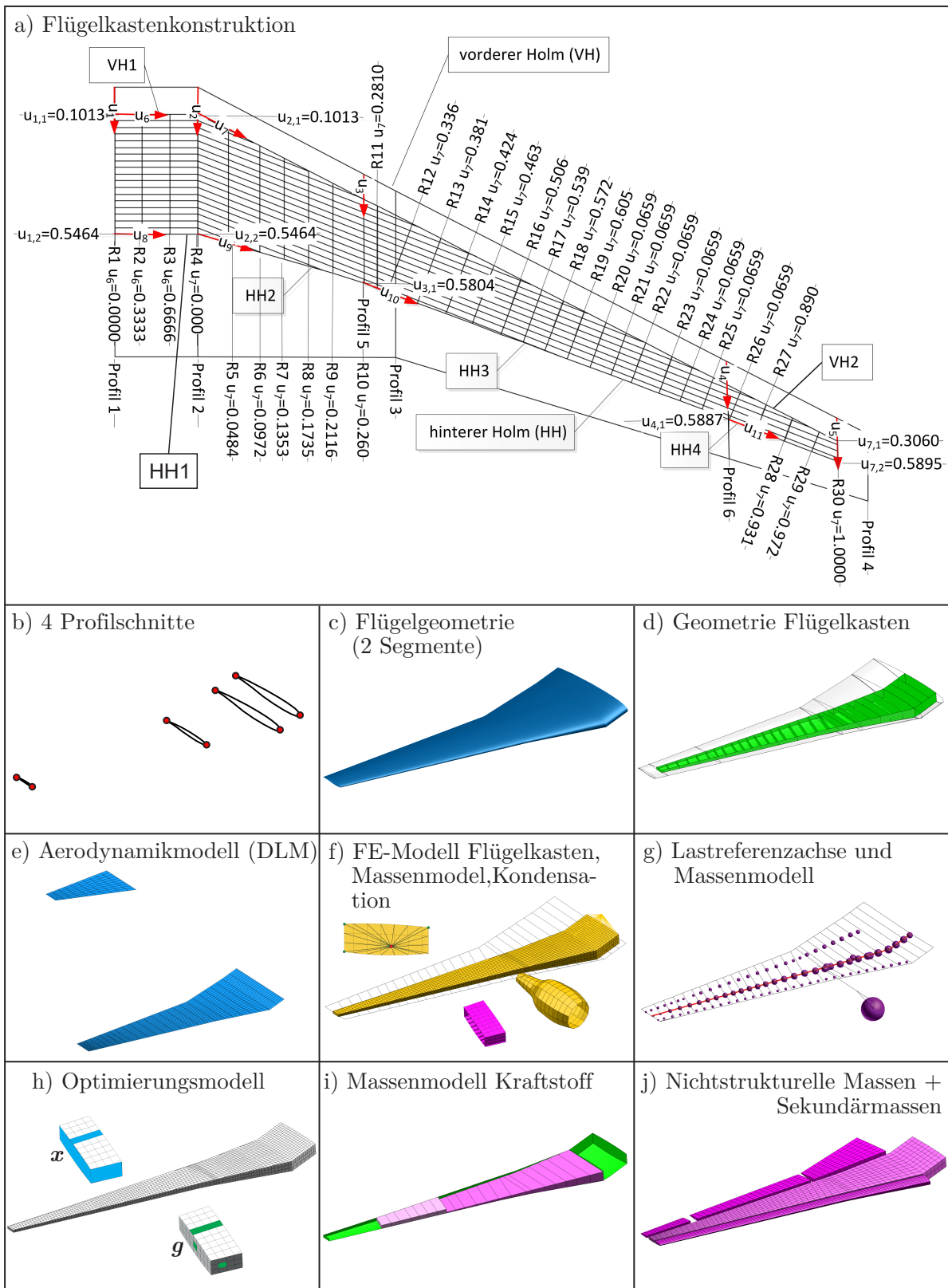


Abbildung 6.2: D150-Modelle der Parametrisierung

für den Flügelabschnitt zwischen Flügelmittelkasten bis zur Flügelknickstelle, eines von der Knickstelle bis zum Querruder, ein Panel für das Querruder und eines davor, sowie eine Makrofläche im Anschluss an das Querruder bis zur Flügelspitze.

Insgesamt ist das Panelmodell aus 702 sogenannten aerodynamischen Boxen aufgebaut. Es findet eine Korrektur des DL-Modells über die W2GJ Matrix statt. Darin wird streifenweise der ermittelte Neigungswinkel der Profillehne als Korrekturparameter über die W2GJ Matrix den aerodynamischen Boxen zugeordnet. Neben dem rechten Flügel ist auch das Höhenleitwerk als aerodynamische Auftriebsfläche modelliert, da es zum Trimmen bei der Simulation der Manöverlasten verwendet wird. Das Höhenleitwerk besteht aus 80 aerodynamischen Boxen (siehe auch Abbildung 6.2e).

### Konstruktion tragender Flügelkasten

Der Flügelkasten wird durch einen vorderen und einen hinteren Holm begrenzt. Der vordere Holm besteht aus den zwei Holmabschnitten VH1 und VH2, mit der Knickstelle am Übergang vom Flügelmittelkasten zum Flügelkasten. Der hintere Holm weist drei Knickstellen auf und ist somit aus vier Holmabschnitten zusammengesetzt (HH1-HH4). Der vordere Holmabschnitt VH1 des Flügelmittelkastens liegt 10.13% von der Vorderkante entfernt, während er im Holmabschnitt VH2 eine Positionierung von der Vorderkante von 10.13% (Anfang) bis 30.6% (Ende) hat. Damit ist er nahezu parallel zur Vorderkante des Flügels positioniert.

Der hintere Holmabschnitt HH1 im Flügelmittelkasten ist 54.64% von der Vorderkante entfernt. Der weitere Holmabschnitt HH2 hat einen Abstand von 54.64% (Anfang) bis 58.04% (Ende), der nächste Holmabschnitt HH3 von 58.04% bis 58.87% und der letzte Holmabschnitt HH4 von 58.87% bis 58.95%. Die Rippen R1-R4 verlaufen in Strömungsrichtung und sind am vorderen Holmabschnitt VH1 über die Parameterkoordinate  $u_6$  positioniert. Alle weiteren Rippen sind über die Parameterrichtung  $u_7$  am zweiten Abschnitt des vorderen Holmes (VH2) in ihrer Position festgelegt. Die Rippen R7-R11 sowie Rippe R30 verlaufen in Strömungsrichtung, während die Rippen R12-R29 senkrecht zum vorderen Holm ausgerichtet sind. Die Stringer verlaufen im Flügelmittelkasten parallel zum vorderen bzw. hinteren Holm, während sie im Flügelkasten parallel zum Holmabschnitt HH4 orientiert sind. Die Anzahl der Stringer beträgt im Flügelmittelkasten und am Übergang Flügelmittelkasten-Flügelkasten 17, an der Flügelkastenspitze sind es noch drei Stringer. In Abbildung 6.2a ist die Parametrisierung der Holme, Rippen und Stringer mit den jeweiligen Parameterkoordinaten  $u_i$  dargestellt und in Abbildung 6.2d das Geometriemodell des Flügelkastens zusammen mit der äußeren Flügelgeometrie.

### FE-Modell Flügelkasten

Das FE-Modell des Flügelkastens (Oberseite, Unterseite, Holme, Rippen) besteht aus 9903 Elementen und 4107 Knoten. Bei den Elementen handelt es sich um Schalenelemente für die Beplankung der Deckhaut, Holme und Rippen. Balkenelemente werden als

Versteifungen auf der Ober- und Unterseite der Deckhaut (Stringer) sowie der Holme (Holmgurte) modelliert. Weitere Balkenelemente werden als innere Versteifungen der Rippen und Holme eingesetzt. Das verwendete Material ist Aluminium (siehe Abbildung 6.2f).

Die Lastreferenzachse (LRA) besteht aus zwei Abschnitten. Der erste Abschnitt verläuft im Flügelmittelkasten. Daran schließt sich der zweite Abschnitt bis zur Flügelspitze an. Die FE-Knoten der Lastreferenzachse liegen in der Rippenebene. Für die begrenzenden Rippen der Lastreferenzabschnitte liegen sie bei den Parameterkoordinaten ( $u = 0.5, v = 0.5$ ). Somit liegt die LRA in der Nähe der elastischen Achse.

### Triebwerk und Pylon

Der Flügel hat ein Triebwerk bei  $y_T=5.755$  m zwischen den Rippen R10 und R11. Die Schwerpunktkoordinate für das Triebwerk CFM56 von General Electric wird aus Abbildungen des Maintenance Facility Planning (MFP) Handbuchs zum Airbus A320 abgeschätzt. Es wird angenommen, dass die  $x$ -Position des Triebwerksschwerpunktes bei ca. der 40% Triebwerkslänge liegt. Für die  $z$ -Position wird die  $z$ -Position der Drehachse des Triebwerks angenommen. Der Pylon ist mit Balkenelementen mit einem Vierkantrohrquerschnitt modelliert. Die äußeren Abmaße des Vierkantrohres und die Wanddicken sind so festgelegt, dass sich die strukturdynamischen Eigenschaften an vergleichbare Strukturmodelle orientieren (siehe u.a. [105]). Eine systematische Dimensionierung des Pylons wird in der vorliegenden Arbeit nicht vorgenommen, da die strukturellen Eigenschaften des Pylons nicht betrachtet werden sollen. Der Pylon ist mit vier Balkenelementen über die vorderen und hinteren unteren Eckpunkte der Rippen R10 und R11 mit dem Vorder- und Hinterholm des Flügelkastens verbunden (siehe Abbildung 6.2f).

### Strukturelle und nicht-strukturelle Massen des Flügels

Das Massenmodell für den Flügel setzt sich aus den Massen des Flügelmittelkastens, des Flügelkastens sowie der Vorderkanten- und Hinterkantenklappen zusammen. Die Flügelkastenmasse besteht aus der Masse des FE-Modells für den Flügelkasten, wie oben kurz beschrieben, sowie zusätzlicher abgeschätzter Massen. Diese berücksichtigen weitere Massen, die durch die Anbringung des Triebwerks, den Flügel-Rumpf-Übergang und infolge des Landestoßes nötig sind. Die zusätzliche Strukturmasse durch den Landestoß wird über eine statistikbasierte Abschätzung berücksichtigt. Dazu kommt noch eine pauschale Beaufschlagung der Wanddicken der Schalenelemente des Flügelkastens um 1mm, um Fertigungsrandbedingungen zu berücksichtigen.

Neben der Masse des Flügelkastens werden auch die Massenmodelle für die Vorder- und Hinterkantenklappen aufgebaut. An der Vorderkante sind sogenannte Vorflügel (engl. slats) für den Hochauftrieb im niedrigen Geschwindigkeitsbereich angebracht. Entsprechend [190] wird ein spezifisches Flächengewicht von  $26.27 \text{ kg/m}^2$  angenommen, bezogen auf die projizierte Fläche der Vorderkante. An der Hinterkante sind zwei Hoch-

auftriebsklappen vorgesehen, eine bis zur Flügelknickstelle, die andere von der Flügelknickstelle bis zum Querruder. Das nach [190] ermittelte spezifische Gewicht beträgt  $19.09 \text{ kg/m}^2$ . Für das Querruder wird ein Flächengewicht von  $18.69 \text{ kg/m}^2$  ermittelt. Diese spezifischen Flächengewichte beziehen sich ebenfalls auf die projizierte Fläche der Klappen.

Für die Klappen und die zusätzliche pauschale Wanddicke von 1 mm für den Flügelkasten bzw. Flügelmittelkasten werden gesonderte FE-Modelle mit Schalenelementen aufgebaut, mit der Möglichkeit, wie beim Flügelkasten, abschnittsweise Massen zu ermitteln. Dadurch wird eine möglichst verteilte Modellierung der Masse erzielt. Nach Ermittlung der jeweiligen projizierten Flächen werden die Wanddicken der FE-Modelle für die Klappen angepasst. Abschnittsweise werden die Massenparameter ermittelt und die Massen in die Lastreferenzachsenknoten integriert (siehe dazu auch Abbildung 6.2g und j).

### Massenmodelle Kraftstoff

In gleicher Weise wie beim Airbus A320 hat auch der Flügel der D150-Konfiguration drei Tanks, einen zentralen Tank, der sich im Flügelmittelkasten befindet (Rippen R1-R4), einen inneren Flügeltank (Rippen R4-R18) und einen äußeren Flügeltank (Rippen R18-R25). Das gesamte Tankvolumen pro Flügel beträgt  $11625 \text{ l}$  bzw.  $9118 \text{ kg}$  bei einer Kraftstoffdichte von  $\rho_{KS} = 0.785 \text{ kg/dm}^3$ . Die Masse bzw. das Volumen wird ermittelt, indem ein Massenmodell für die zu 100% gefüllten Kraftstofftanks aufgebaut wird. Dies berücksichtigt auch die 85%-ige Ausnutzung des zur Verfügung stehenden Volumens nach [142]. In Abbildung 6.3 sind zwei unterschiedliche Kraftstoffkonfigurationen für die gleiche Menge Kraftstoff abgebildet, um zu zeigen, dass die gleiche Kraftstoffmasse unterschiedlich verteilt sein kann. Für die Lastanalyse wird das Kraftstoffmassenmodell aus Abbildung 6.3 a) gewählt. Dort sollen die Massen möglichst weit innen liegen, um den entlastenden Effekt der Masse so gering wie möglich zu halten. Das Kraftstoffmassenmodell aus Abbildung 6.3b) wird für die 1g Trimmanalyse bei Reiseflugbedingungen am Ende des Entwurfsprozesses verwendet. Dort liegen die Massen möglichst weit außen, um den positiven Effekt der Entlastung der Struktur durch die Massenträgheitskräfte auszunutzen und so möglichst wirtschaftliche Flugbedingungen herzustellen (siehe auch Abbildung 6.2i).

### Dimensionierungsparameter und Optimierungsmodell

Die Dimensionierung folgt dem im Abschnitt 5.3 dargelegten Dimensionierungsprozess mit drei Dimensionierungsschritten, wobei im letzten Dimensionierungsschritt DS3 der Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  als Restriktion definiert ist, um die Ruderwirksamkeit bei der Dimensionierung zu berücksichtigen. Die Tabelle 6.2 gibt eine Übersicht zu den Entwurfssfreiheiten der ersten Dimensionierungsstufe DS1 sowie den Optimierungsmodellen von DS2 und DS3, mit der Definition der Entwurfsvariablen  $\mathbf{x}$ , der Restriktionen  $\mathbf{g}$  und der



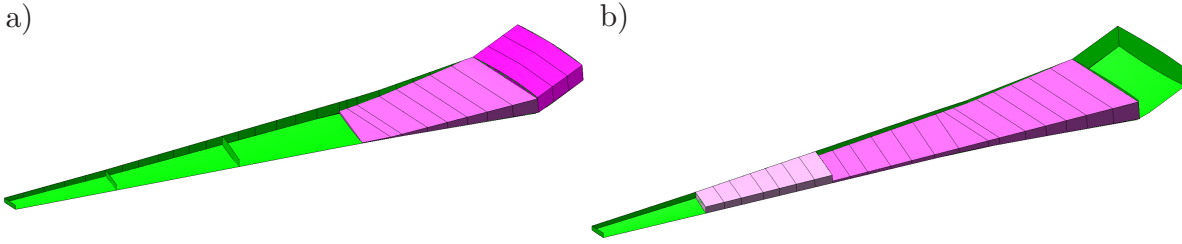


Abbildung 6.3: Massenmodelle für 50% Kraftstoff, a) innen verteilter Kraftstoff, b) außen verteilter Kraftstoff

Zielfunktion  $f$  (siehe auch Abbildung 6.2h).

Bei den Spannungsrestriktionen  $\mathbf{g}_O$  und  $\mathbf{g}_U$  für die Ober- und Unterseite im zweiten Dimensionierungsschritt DS2 werden Werte entsprechend den Empfehlungen nach [190] definiert. So wird für die Flügeloberseite ein Wert für die VON-MISES-Spannung von 246 MPa nach  $\sigma_{zul} = 400 \cdot 10^6 (m_{Stg}/10^6)^{0.25}$  für  $\mathbf{g}_O$  festgelegt. Auf der Flügelunterseite wird für  $\mathbf{g}_U$  eine maximale VON-MISES-Spannung von 233 MPa definiert. Dieser Wert wird auch für die Rippen und Holme verwendet. Weiterhin sind bei der Wanddickenoptimierung Beulrestriktionen  $\mathbf{g}_B$  definiert.

Im dritten Dimensionierungsschritt DS3 ist der Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  die Restriktion, um ausreichende Querruderwirksamkeit innerhalb der Stabilitätsenveloppe sicherzustellen. Die untere Grenze von  $C_{l,\delta_a}$  ist so gewählt, dass für die Querruderwirksamkeit  $\varepsilon_{eff}$  im Kniepunkt  $\varepsilon_{eff} > 0$  gilt. Dazu wird die in Unterabschnitt 2.2.5 erläuterte Methode mit der Polynomapproximation von  $C_{l,\delta_a}$  mit  $c^*$  angewandt.

### 6.1.3 Lastfälle

Für die Dimensionierung werden als Lastfälle quasi stationäre symmetrische Abfangmanöver bei  $n_z=2.5$  g und einer nach Gleichung 4.46 ermittelten Nickgeschwindigkeit  $\dot{\theta}$  für vier Flugpunkte der  $V_C/M_C$  und  $V_D/M_D$  Enveloppen sowie vier Massenkongfigurationen ausgewählt. Die Flugpunkte entsprechen den Punkten C und D im Manöver  $v$ - $n$ -Diagramm, jeweils für die Höhe  $h = 0$  und die Höhe bei der sich die  $V_C$  und  $M_C$  bzw. die  $V_D$  und  $M_D$  Abschnitte schneiden. Bei den vier Massenkongfigurationen handelt es sich um eine Konfiguration mit minimaler operationeller Masse  $m_{BL}$  und eine mit maximaler Startmasse  $m_{ST}$ , jeweils für eine vordere und eine hintere Schwerpunktlage. Bei den  $m_{ST}$  Konfigurationen wird das Massenmodell für den Kraftstoff (Masse  $m_K$ ) entsprechend Abbildung 6.3a) verwendet. In Tabelle 6.3 sind die wesentlichen Parameter der Lastfälle aufgelistet.

Tabelle 6.2: Übersicht zur Anzahl der Dimensionierungsparameter (DS1) bzw. Optimierungsmodellparameter (DS2, DS3) der D150-Konfiguration

| Beschreibung   | DS1 | DS2    | DS3 |
|--|-----|--------|-----|
| <i>Zielfunktion (nur DS2, DS3)</i>                           |     |        |     |
| Masse Flügelkasten   | 0   | 1      | 1   |
| <i>Entwurfsbereiche (DS1) / Entwurfsvariablen (DS2, DS3)</i> |     |        |     |
| Dicke Schalenelemente Flügelkasten Oberseite                 | 29  | 269    | 269 |
| Dicke Schalenelemente Flügelkasten Unterseite                | 29  | 269    | 269 |
| Querschnittsfläche Balkenelemente Stringer                   | 29  | 0      | 0   |
| Dicke Schalenelemente Holme                                  | 29  | 58     | 58  |
| Querschnittsfläche Balkenelemente Holmgurt                   | 29  | 0      | 0   |
| Dicke Schalenelemente Rippen                                 | 30  | 30     | 30  |
| Total  | 175 | 626    | 626 |
| <i>Zulässige Spannungen (DS1), Restriktionen (DS2, DS3)</i>  |     |        |     |
| VON-MISES-Spannung Oberseite (246 MPa)                       | 1   | 40128  | 0   |
| VON-MISES-Spannung Unterseite (233 MPa)                      | 1   | 40096  | 0   |
| VON-MISES-Spannung Holme, (246 MPa)                          | 1   | 22272  | 0   |
| VON-MISES-Spannung Rippen (246 MPa)                          | 1   | 30912  | 0   |
| Beulspannung Druckbeulen Ober- und Unterseite                | 29  | 0      | 0   |
| Ermüdungsspannung Ober- und Unterseite                       | 1   | 0      | 0   |
| Sicherheitsfaktor Druckbeulen Ober- und Unterseite           | 0   | 40112  | 0   |
| Sicherheitsfaktor Schubbeulen Holme                          | 0   | 11136  | 0   |
| Sicherheitsfaktor Schubbeulen Rippen                         | 0   | 15456  | 0   |
| Rollbeiwert infolge Querruderausschlag                       | 0   | 0      | 1   |
| Total  | 34  | 200112 | 1   |

Tabelle 6.3: Lastfälle für die D150-Konfiguration

| ID | $Ma$  | $h$ [m] | $v$ [kn] | $q_\infty$ [Pa] | $m$ [kg] | $m_K$ [kg] | $x_{cg}$ [m] | $n_z$ | $\dot{\theta}$ [1/rad] |
|----|-------|---------|----------|-----------------|----------|------------|--------------|-------|------------------------|
| 1  | 0.529 | 0       | 350      | 19857           | 77590    | 11579      | 15.89        | 2.5   | 0.0420                 |
| 2  | 0.614 | 0       | 406      | 23290           | 77590    | 11579      | 15.89        | 2.5   | 0.0362                 |
| 3  | 0.820 | 7490    | 334      | 18043           | 77590    | 11579      | 15.89        | 2.5   | 0.0322                 |
| 4  | 0.890 | 6580    | 386      | 23290           | 77590    | 11579      | 15.89        | 2.5   | 0.0292                 |
| 5  | 0.529 | 0       | 350      | 19857           | 42802    | 0          | 15.89        | 2.5   | 0.0420                 |
| 6  | 0.614 | 0       | 406      | 23290           | 42802    | 0          | 15.89        | 2.5   | 0.0362                 |
| 7  | 0.820 | 7490    | 334      | 18043           | 42802    | 0          | 15.89        | 2.5   | 0.0322                 |
| 8  | 0.890 | 6580    | 386      | 23290           | 42802    | 0          | 15.89        | 2.5   | 0.0292                 |
| 9  | 0.529 | 0       | 350      | 19845           | 77590    | 11579      | 16.94        | 2.5   | 0.0420                 |
| 10 | 0.614 | 0       | 406      | 23290           | 77590    | 11579      | 16.94        | 2.5   | 0.0362                 |
| 11 | 0.820 | 7490    | 334      | 19845           | 77590    | 11579      | 16.94        | 2.5   | 0.0322                 |
| 12 | 0.890 | 6580    | 386      | 23290           | 77590    | 11579      | 16.94        | 2.5   | 0.0292                 |
| 13 | 0.529 | 0       | 350      | 19845           | 42802    | 0          | 16.94        | 2.5   | 0.0420                 |
| 14 | 0.614 | 0       | 406      | 23290           | 42802    | 0          | 16.94        | 2.5   | 0.0362                 |
| 15 | 0.820 | 7490    | 346      | 19845           | 42802    | 0          | 16.94        | 2.5   | 0.0322                 |
| 16 | 0.890 | 6580    | 375      | 23290           | 42802    | 0          | 16.94        | 2.5   | 0.0292                 |

#### 6.1.4 Ergebnisse Basisentwurf

Nachfolgend werden die Ergebnisse für den Basisentwurf des D150-Flügels dargestellt. Der rückgeführte Entwurfsprozess zeigt Konvergenz beim Flügelgewicht  $m_F$  und der Erzielung der jig-shape Flügelgeometrie in weniger als 10 Iterationen. Die Flügelgeometrie, also auch die jig-shape Geometrie, wird, wie im vorherigen Unterabschnitt erläutert, über die Vorder- und Hinterkantenpunkte von vier ausgewählten Profilschnitten aufgebaut. Ein konvergiertes Flügelgewicht lässt sich allerdings nicht mit üblichen Abbruchkriterien erzielen, wie diese z.B. bei der Dimensionierung mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen verwendet werden. So liegt das Standardabbruchkriterium bei den Optimierern von MSC.Nastran bei  $1 \cdot 10^{-3}$  für die relative Änderung der Zielfunktion  $f$ .

Bei zehn Durchläufen des Entwurfsprozesses beträgt die durchschnittliche relative Abweichung der Flügelkastenmasse der Iterationen sechs bis zehn bei  $3.81 \cdot 10^{-3}$ . Die Konvergenz der  $z$ -Positionen der Vorder- und Hinterkantenpunkte liegt in der gleichen Größenordnung, wenn 1m als Bezugsgröße für die relative Änderung von  $z$  angesetzt wird (siehe Abbildung 6.4). Bei einer Erhöhung der Anzahl der Durchläufe durch den Entwurfsprozess lässt sich auch keine wesentliche Änderung der oben angegebenen Konvergenzwerte erzielen. Allerdings erscheint es vertretbar trotz eines Wertes von ca.  $4.0 \cdot 10^{-3}$  relativer Abweichung von einer hinreichenden Konvergenz des Entwurfsprozesses zu sprechen.

Die Dimensionierung des tragenden Flügelkastens mit dem dreistufigen Dimensio-

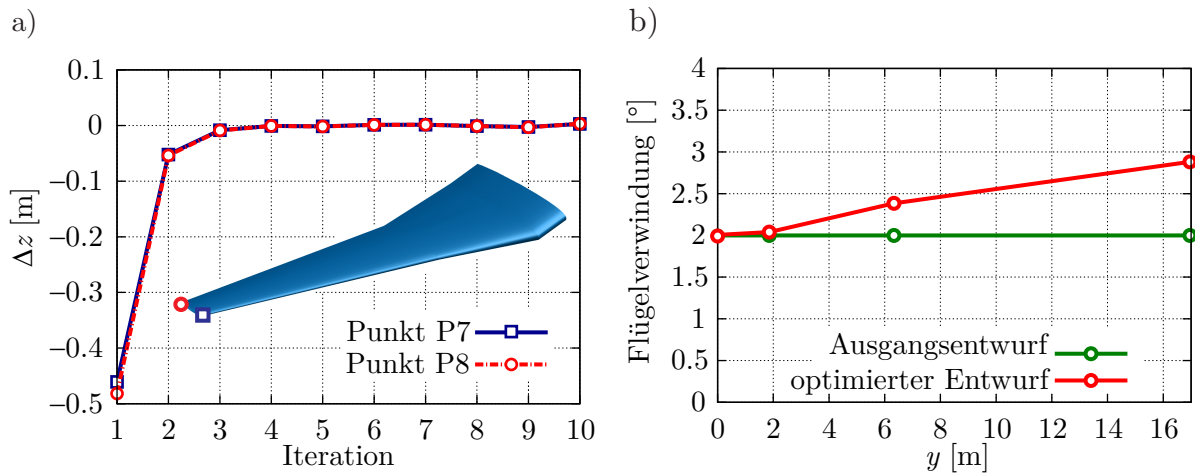


Abbildung 6.4: a) Historie der absoluten Änderung der  $z$ -Koordinaten der Punkte P7 und P8, b) Verdrehung der vier Profilschnitte zu Beginn und nach 10 Iterationen

nierungsprozess hat also ein hinreichendes Konvergenzverhalten (siehe Abbildung 6.5). So konvergiert der Entwurf in der Dimensionierungsstufe 2 (DS2), in der Spannungs- und Beulsicherheitsrestriktionen definiert sind, nach weniger als 10 Iterationen. Die nachgeschaltete Dimensionierung mit nur einer Restriktion, dem Querruderbeiwert  $C_{l,\delta_a}$ , benötigt 20 Iterationen. Es wurde jeweilig der Optimierungsalgorithmus „Modified Method of Feasible Direction“ (MMFD) verwendet. Die Arbeitsweise des MMFD, sowie die von zwei weiteren Optimierungsalgorithmen, sind in Unterabschnitt 5.2.2 dargelegt, wobei sich der MMFD als der geeignetste Optimierer herausgestellt hat. Die anderen genannten Optimierer SLP und SQP haben entweder kein Konvergenzverhalten gezeigt oder erst nach einer wesentlich höheren Iterationsanzahl zu einem Optimum geführt.

Die ermittelte Flügelmasse liegt noch ca. 26% unterhalb der von Airbus im LTH angegebenen Flügelmasse mit 4524 kg ([127]). Allerdings liegt auch die im LTH statistikbasiert ermittelte Flügelmasse ca. 20% unter der des Airbus A320. Die Gründe für die Unterschiede können darin liegen, dass die Dimensionierung einer Struktur vor über 25 Jahren noch wesentlich konservativer war (z.B. zulässige Spannungen). Weiterhin basiert die Ermittlung der Sekundärstruktur nur auf empirischen Formeln. Zudem sind Anforderungen aus der Fertigung (z.B. Mindestwanddicken) und die Abschätzung der nicht-tragenden Struktur (z.B. zusätzliche Beschläge) mit Unsicherheit behaftet. Eine weitere Ursache für die geringere Flügelmasse kann an der vergleichsweise geringen Anzahl der Lastfälle liegen. So werden zum Beispiel keine Böenlasten ermittelt und bei der Dimensionierung berücksichtigt.

In Abbildung 6.7 sind die VON-MISES-Spannungen für den Lastfall 4 für die Flügelstruktur nach der Vordimensionierung mit Schnittlasten (DS1) und nach der Dimensionierungsoptimierung nach DS2 und DS3 dargestellt. Die Spannungen nach der Vor-

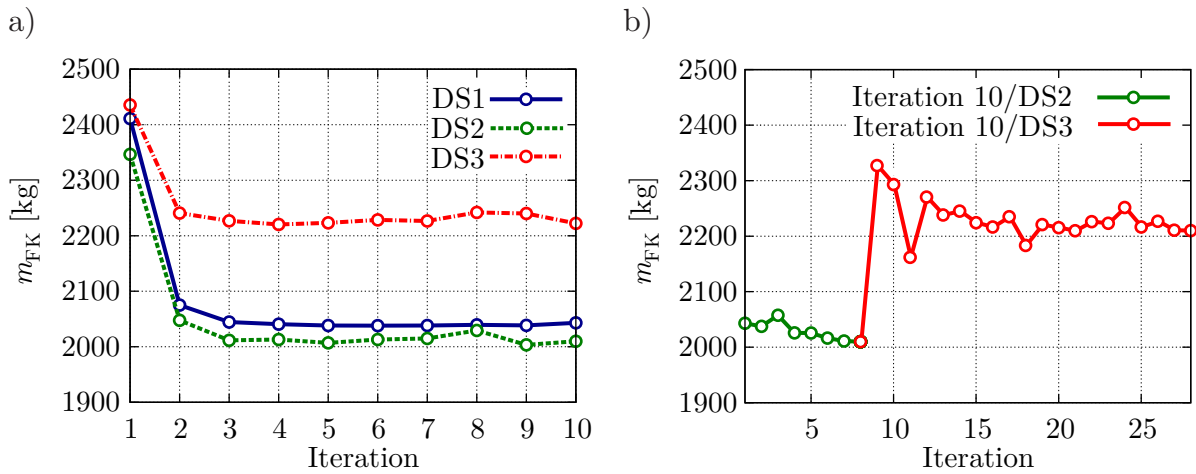


Abbildung 6.5: Historie a) Flügelkastenmasse je Dimensionierungsstufe, b) Strukturdimensionierung Stufe DS2 und Stufe DS3 bei Iteration 10

dimensionierung überschreiten die zulässigen Spannungen um fast 20% auf der Flügeloberseite im Bereich des Flügel-Rumpfübergangs. Ansonsten sind die Spannungen für die vordimensionierte Struktur im Bereich der angegebenen zulässigen Spannungen.

Die Dimensionierungsoptimierung DS2 führt zu einer Verstärkung des Bereichs am Flügel-Rumpfübergang. Im weiteren führen die größeren Entwurfsfreiheiten bei der Dimensionierungsoptimierung des Flügels in DS2 zu einer Wanddickenverteilung, bei der insbesondere an der Flügelknickstelle eine erhöhte Materialdicke auftritt.

Um festzustellen, welche Bereiche des Flügelkastens hinsichtlich lokalen Beulens dimensioniert werden, wurde für den Ausgangsentwurf im letzten Iterationsschritt zunächst eine Dimensionierung alleinig mit Spannungsrestriktionen durchgeführt. Die erzielten Wanddicken wurden dann als untere Grenze für eine darauf folgende Dimensionierung definiert, bei der als Restriktion nur lokales Beulen berücksichtigt wurde. Somit werden in diesem Dimensionierungsschritt nur die Elemente aufgedickt, bei denen die Beulrestriktion verletzt ist. Die Dimensionierung mit den Spannungsrestriktionen ergibt ein Flügelkastengewicht von 1965.02 kg. Die anschließende Dimensionierung mit Beulrestriktionen führt zu einem Gewicht von 2021.75 kg. Somit ist die Berücksichtigung der Beulrestriktionen mit einem Massenaufwuchs von 56.73 kg verbunden. Die Bereiche, die entsprechend aufgedickt werden, sind in Abbildung 6.9 dargestellt. So ist die Beulrestriktion insbesondere im Außenbereich der Flügeloberseite, bei den Rippen am Flügelknick und bei den Holmen im Innenbereich wirksam. Da in der Praxis weitere Beulkriterien bei der Dimensionierung angewendet werden, z.B. Beulen des Hautfeldes zwischen zwei Rippen oder die Druckstabilität der Stringer (siehe u.a. [28] und [164]), ist mit einem weiteren Massenaufwuchs zu rechnen. In der vorliegenden Arbeit sollte Beulen als Restriktion prinzipiell in der Dimensionierungsoptimierung berücksichtigt werden, um so die Bereiche zu ermitteln, die insbesondere hinsichtlich Beulens zu dimensionieren sind.

Tabelle 6.4: D150 Flügelmassen nach 10 Iterationen des Entwurfsprozesses

| Parameter   | Wert      |
|---|-----------|
| <i>Flügelkasten</i>   |           |
| FEM Masse Flügelkasten $m_{FK}$ mit Schnittlastendimensionierung              | 2039.5 kg |
| Masse Flügelkasten nach Optimierung mit Spannungs- und Beulrestriktionen      | 2013.0 kg |
| Masse Flügelkasten FEM nach Optimierung mit Ruderwirksamkeitsrestriktion      | 2229.0 kg |
| zusätzliche Masse durch Fertigungsrandbedingungen (z.B. Übergänge) nach [190] | 261.9 kg  |
| zusätzliche Masse durch Flügel-Rumpfübergang [190]                            | 39.8 kg   |
| zusätzliche Masse durch Anbringung des Triebwerks [190]                       | 137.2 kg  |
| zusätzliche Masse durch Landestoßlasten nach [190]                            | 120.7 kg  |
| Gesamtmasse Flügelkasten  | 2787.2 kg |
| <i>Klappen</i>  |           |
| Vorderkantenklappe  | 173.2 kg  |
| zwei Hinterkantenklappen  | 333.1 kg  |
| Querruder   | 33.16 kg  |
| <i>gesamter Flügel</i>  |           |
| Gesamtmasse Flügel $m_F$  | 3293.6 kg |

### Einfluss Querruderwirksamkeitsrestriktion

Die Dimensionierung des Flügelkastens in der dritten Dimensionierungsstufe DS3 führt zu einer Erhöhung des Strukturgewichts von 216 kg, um ausreichende Querruderwirksamkeit zu erzielen. Abbildung 6.6c zeigt den Bereich, in dem die Flügelkastenstruktur, ausgehend vom Querruder, diagonal nach innen auf der Ober- und Unterseite bis zum vorderen Holmabschnitt VH2 durch Erhöhung der Wanddicke verstärkt wird. An den hinteren Holmabschnitten HH3 und HH4 sind die größten Aufdickungen festzustellen. Der Vorderholmabschnitt VH2 wird nur in geringem Umfang aufgedickt.

### 6.1.5 Parameterstudie - 18 Planformvariationen

Im Rahmen des DLR-Projektes VAMP (2009-2012) wurde für die D150-Konfiguration eine Parameterstudie mit 18 Planformvariationen durchgeführt, um über einen multidisziplinären Entwurfsprozess zu einer Gesamtbewertung der 18 resultierenden Flugzeugkonfigurationen zu gelangen. Mit der nachfolgenden Parameterstudie soll der schon im vorherigen Abschnitt festgestellte Einfluss der Ruderwirksamkeitsanforderun-

gen beim Strukturentwurf insbesondere im Hinblick auf Flügelgrundrissvariationen untersucht werden.

Bei den 18 Planformvarianten handelt es sich um Flügel, die wie die D150-Konfiguration die gleiche Pfeilung und die gleichen Profile an den vier Profilschnitten haben. Variiert werden die Streckung  $AR$  (engl. aspect ratio) und die Flügelfläche  $S_A$ . Die 18 Varianten setzen sich aus einer Kombination von drei Werten für  $AR$  (8, 9.396 und 12) sowie sechs Werten für die  $S_A$  (100 m<sup>2</sup>, 108 m<sup>2</sup>, 116 m<sup>2</sup>, 128 m<sup>2</sup>, 132 m<sup>2</sup> und 140 m<sup>2</sup>) zusammen. In Abbildung 6.10 sind die Planformvarianten und der Grundriss des Basisentwurfs dargestellt. Die Variation V10 entspricht näherungsweise dem D150 Basisentwurf. Da die Querruderposition in spannweitischer Richtung sowie die Querrudertiefe „relativ“ parametrisiert sind, werden die Querruderparameter entsprechend der Planformvariationen angepasst. Dadurch bleibt der Parameter  $V_A$ , das Querrudervolumen, konstant. Das Querrudervolumen  $V_A$  ist ein charakteristischer Parameter für das Querruder. In [80] werden z.B. Empfehlungen für Werte von  $V_A$  angegeben. Neben den Planformparametern werden aus dem Projekt VAMP für die 18 Planformvarianten leicht unterschiedliche maximale Abflugmassen  $m_{ST}$  übernommen, da die Flügelgeometrie bei den Konzeptentwurfsformeln für  $m_{ST}$  innerhalb des VAMP-Gesamtentwurfsprozesses berücksichtigt wird. Die Entwurfsgeschwindigkeiten  $V_C$  und  $M_C$  sowie  $V_D$  und  $M_D$  entsprechen denen des Basisentwurfs, sodass die Flugpunkte für die Lastanalyse ebenfalls vom Basisentwurf übernommen werden können.

Das Strukturkonzept des Flügelkastens für die 18 Planformvarianten entspricht dem des Basisentwurfs. Damit sind die relativen Positionen der Holme und die Parameterpositionen und Ausrichtungen der Rippen für den Flügelkasten gemeint. Der Parameterbereich erlaubt eine Anwendung dieses Konzeptes, da selbst die Rippenabstände bei den Flügeln mit größerer Spannweite  $b$  noch nicht so groß sind, dass die Rippenanzahl erhöht werden muss.

Hinsichtlich der Flügelgesamtmasse haben die Flügel mit  $AR = 8$  die geringste Masse, gefolgt von den Varianten V07-V12 mit  $AR = 9.396$ . Die Flügel mit der größten Gesamtmasse sind die Varianten mit  $AR = 12$ . Innerhalb der Seitenverhältnisse nimmt die Masse  $m_{FK}$  des Flügelkastens mit der Flügelfläche  $S_A$  zu. Eine Überlappung im Bezug auf die Flügelmasse ist bei den Flügeln mit dem Seitenverhältnis von 8 und Flügelfläche ab 128 m<sup>2</sup> und denen von 9.396 mit einer Flügelfläche kleiner als 116 m<sup>2</sup> festzustellen (siehe dazu Abbildung 6.11a).

### Einfluss Querruderwirksamkeitsrestriktion

Die Ermittlung der prozentualen Anteile der einzelnen Bestandteile der Flügelgesamtmasse  $m_F$  zeigt insbesondere, dass die Summe aus der Flügelkastenmasse nach der DS2 und der Zusatzmasse nach DS3 infolge notwendiger Versteifung des Flügelkastens, um ausreichende Querruderwirksamkeit zu erzielen, für die Varianten mit gleichem Seitenverhältnis  $AR$  nahezu konstant ist (siehe dazu auch Abbildung 6.12). Mit ansteigendem Seitenverhältnis  $AR$  erhöht sich die relative Masse des für ausreichende Querruderwirk-

samkeit dimensionierten Flügelkastens nicht-linear degressiv. Sie liegt für  $AR = 8.0$  bei 61%, für  $AR = 9.396$  bei 67% und  $AR = 12.0$  bei 74% bezogen auf die gesamte Flügelmasse.

Bis auf Variante V01 ( $S_A=100 \text{ m}^2 / AR=8$ ) ist bei allen Flügeln eine Aufdickung des Flügelkastens in der dritten Dimensionierungsstufe DS3 notwendig, um die geforderte Querruderwirksamkeit innerhalb der Stabilitätsenvelope zu gewährleisten. In gleicher Weise, wie die Flügelmassen, führt eine Erhöhung der Flügelfläche bei konstantem Seitenverhältnis zu erhöhten zusätzlichen Massen. In Abbildung 6.11 ist die zusätzliche Masse über die Flügelfläche, je für die drei Werte des Seitenverhältnisses des Flügels aufgetragen. Darin zeigt sich u.a., dass die zusätzliche Masse mit der Flügelfläche  $S_A$  und dem Seitenverhältnis  $AR$  ansteigt.

Die Bereiche des Flügelkastens, die in der dritten Dimensionierungsstufe zusätzlich aufgedickt werden, um die Querruderwirksamkeitsrestriktion  $g_A$  zu erfüllen, sind in Abbildung 6.13 dargestellt. Mit Ausnahme von Variante V01, erfahren alle anderen Variationen eine entsprechende Verstärkung der Struktur. Diese beginnt damit, dass zunächst die Wanddicken des hinteren Holms erhöht werden. Da nur die Flügelkastenoberseite in Abbildung 6.13 dargestellt ist, ist dies an Variante V02 nicht erkennbar, bei der ausschließlich die Wanddicken des hinteren Holms im Bereich der Holmabschnitte HH3 und HH4 (siehe Abbildung 6.2) aufgedickt werden.

In gleicher Weise, wie die zusätzliche Masse mit zunehmender Flügelfläche und erhöhtem Seitenverhältnis ansteigt, wird der Bereich größer, der zu verstärken ist. Somit sind die entsprechenden Bereiche von V17 und V18 die größten. Dass dieser Bereich bei V17 größer ausfällt, als bei V18 liegt an der Darstellung. Bei V17 liegen die Aufdickungen im Flügelinnenbereich knapp über einem Millimeter und bei V18 knapp unter einem Millimeter, so dass bei V18 keine Einfärbung zu sehen ist. Die Varianten mit unterschiedlichem Seitenverhältnis aber ähnlich großer Masse zur Verstärkung der Struktur zeigen, dass die maximale zusätzliche absolute Wanddicke bei der Variante mit größerem Seitenverhältnis größer ist. Aus Abbildung 6.13 ist dies u.a. für die Varianten V06 und V09 oder V11 und V14 zu erkennen.

Obwohl durch die Skalierung der Planform für verschiedene Flügelflächen  $S_A$  und verschiedene Seitenverhältnisse  $AR$ , bei gleichbleibender Flügelpfeilung  $\varphi$ , das Querrudervolumen  $V_A$  konstant geblieben ist, ist sowohl die absolute, wie auch die relative zusätzliche Masse zur Verstärkung der Struktur für ausreichende Querruderwirksamkeit, unterschiedlich. Das Querrudervolumen  $V_A$  allein ist also kein geeigneter Parameter bei der Festlegung der Steuerflächengeometrie.

Weiterhin ist die Ausdehnung des Bereichs für diese Verstärkungen am Flügelkasten insbesondere mit zunehmendem Seitenverhältnis  $AR$  größer. Die Größe des Bereichs für eine zusätzliche Verstärkung kann dann wichtig werden, wenn diese Verstärkungen erst spät im Entwurfsprozess ermittelt werden und die notwendigen Anpassungen für die Fertigung nur eingeschränkt möglich sind.



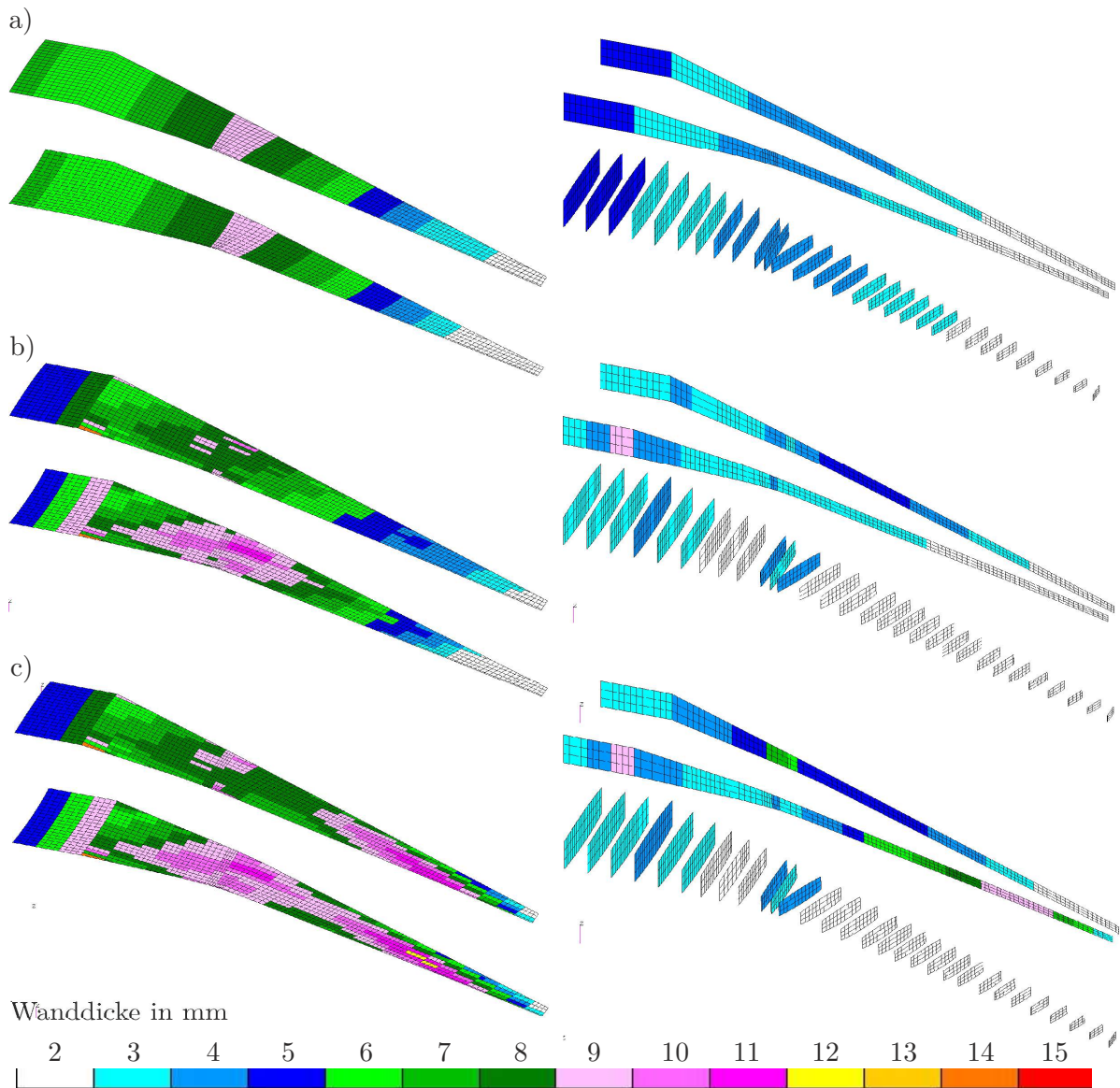


Abbildung 6.6: Wanddickenverteilung der Deckhäute, Holme und Rippen jeweilig nach den drei Dimensionierungsschritten a) Vordimensionierung mit Schnittlasten (DS1), b) Dimensionierungsoptimierung mit Spannungs- und Beulrestriktionen (DS2) und c) Dimensionierungsoptimierung mit Ruderwirksamkeitsrestriktion (DS3)

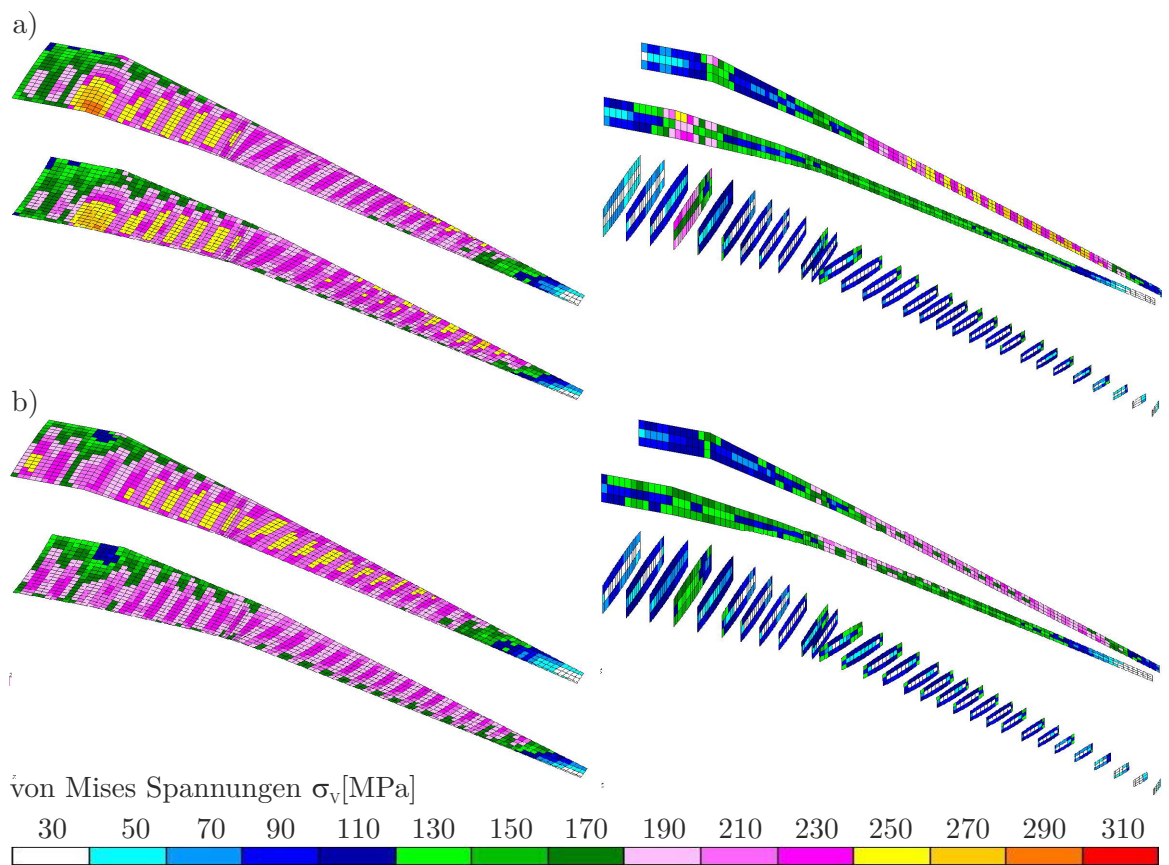


Abbildung 6.7: VON-MISES-Spannungen bei Lastfall 4, a) nach Vordimensionierung mit Schnittlasten (DS1) und b) nach Dimensionierungsoptimierung mit Spannungs und Beulrestriktionen (DS2)

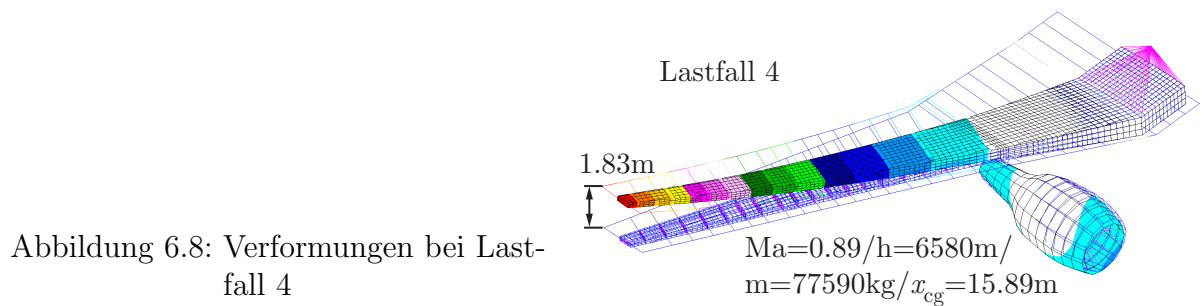


Abbildung 6.8: Verformungen bei Lastfall 4

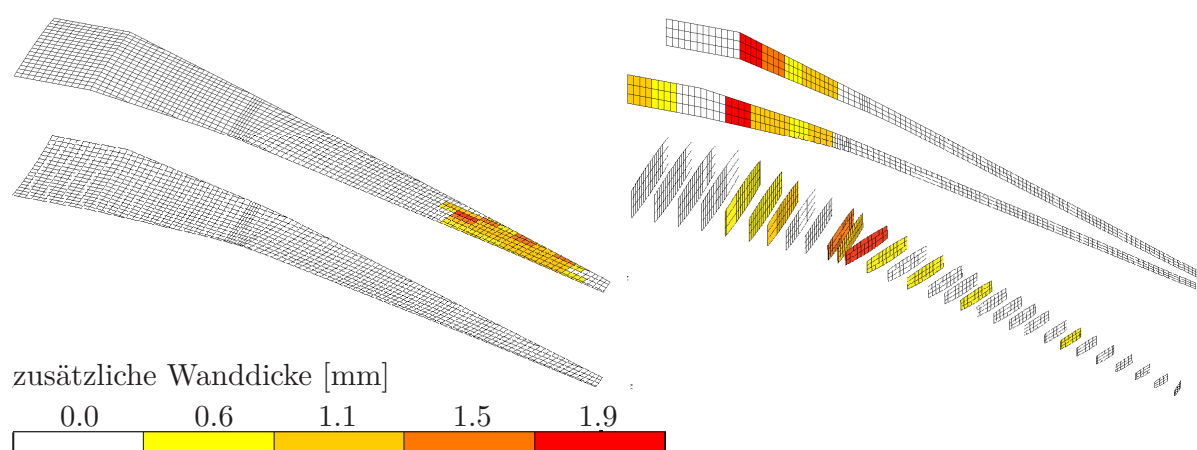


Abbildung 6.9: Bereiche zusätzlicher Wanddicke durch Beulrestriktion

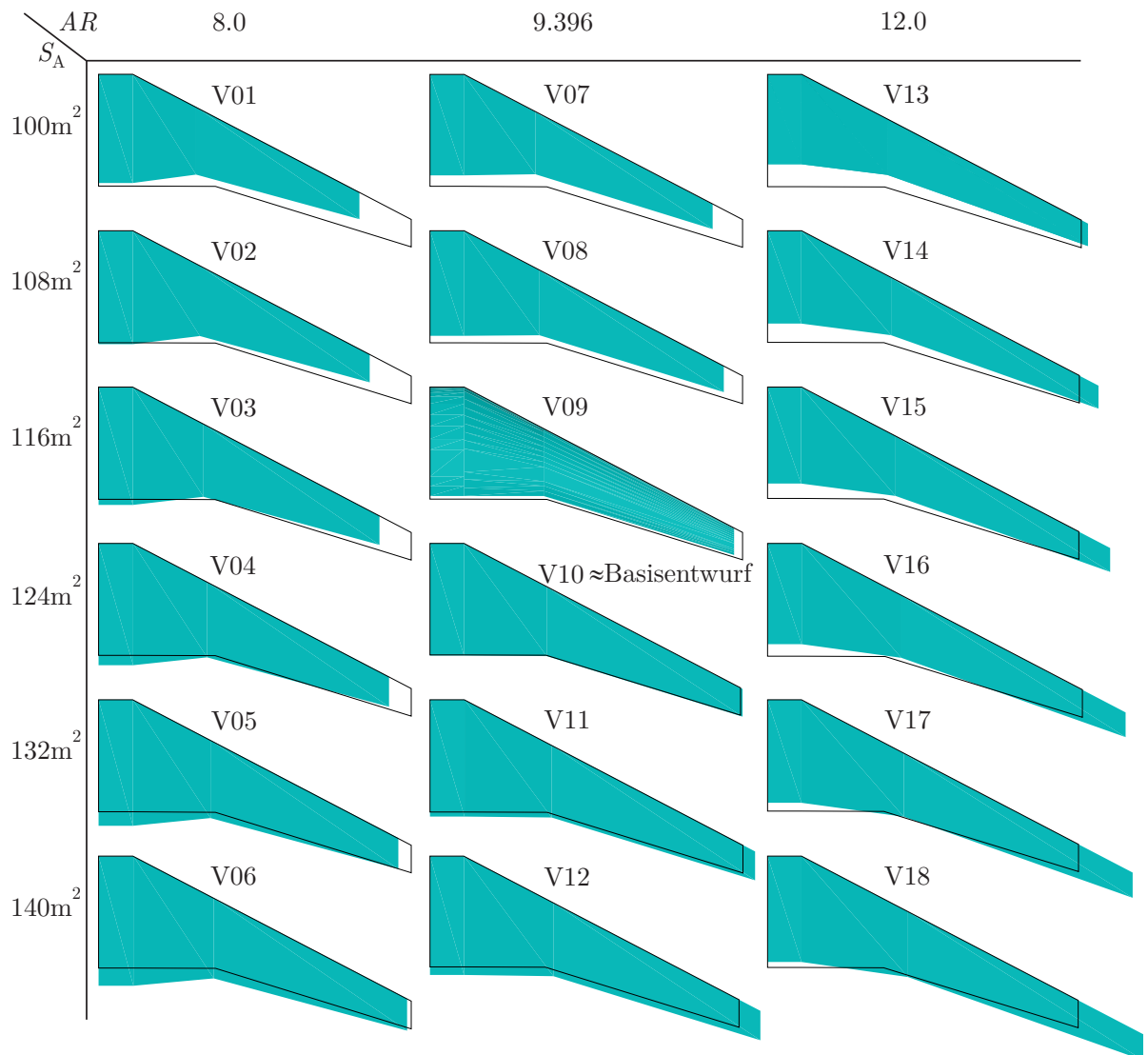


Abbildung 6.10: D150 Planform Variationen

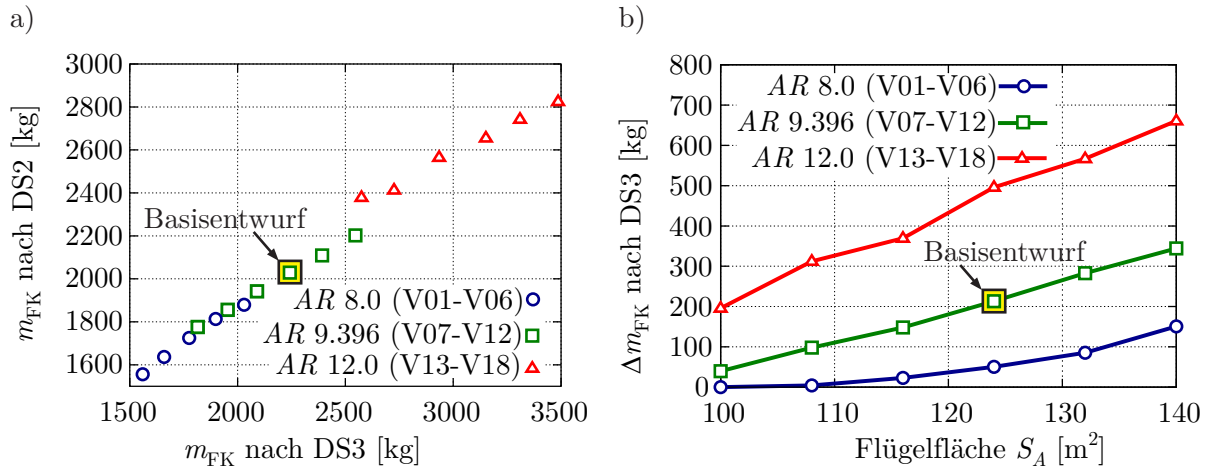


Abbildung 6.11: a) Flügelkastenmasse über die Flügelfläche, b) zusätzliche Masse wegen Querruderwirksamkeitsanforderungen über die Flügelfläche

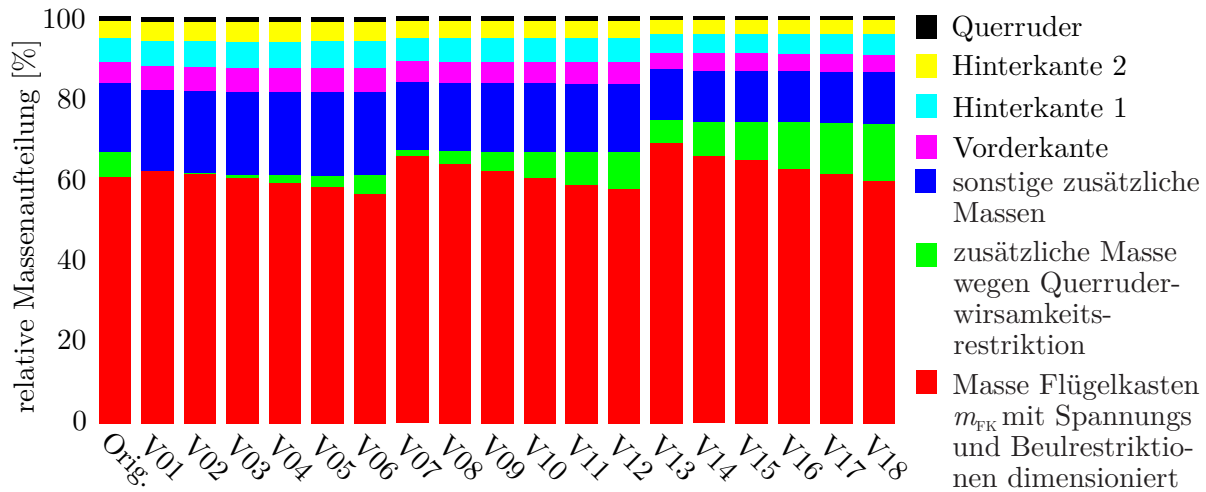


Abbildung 6.12: Relative Massenaufteilung

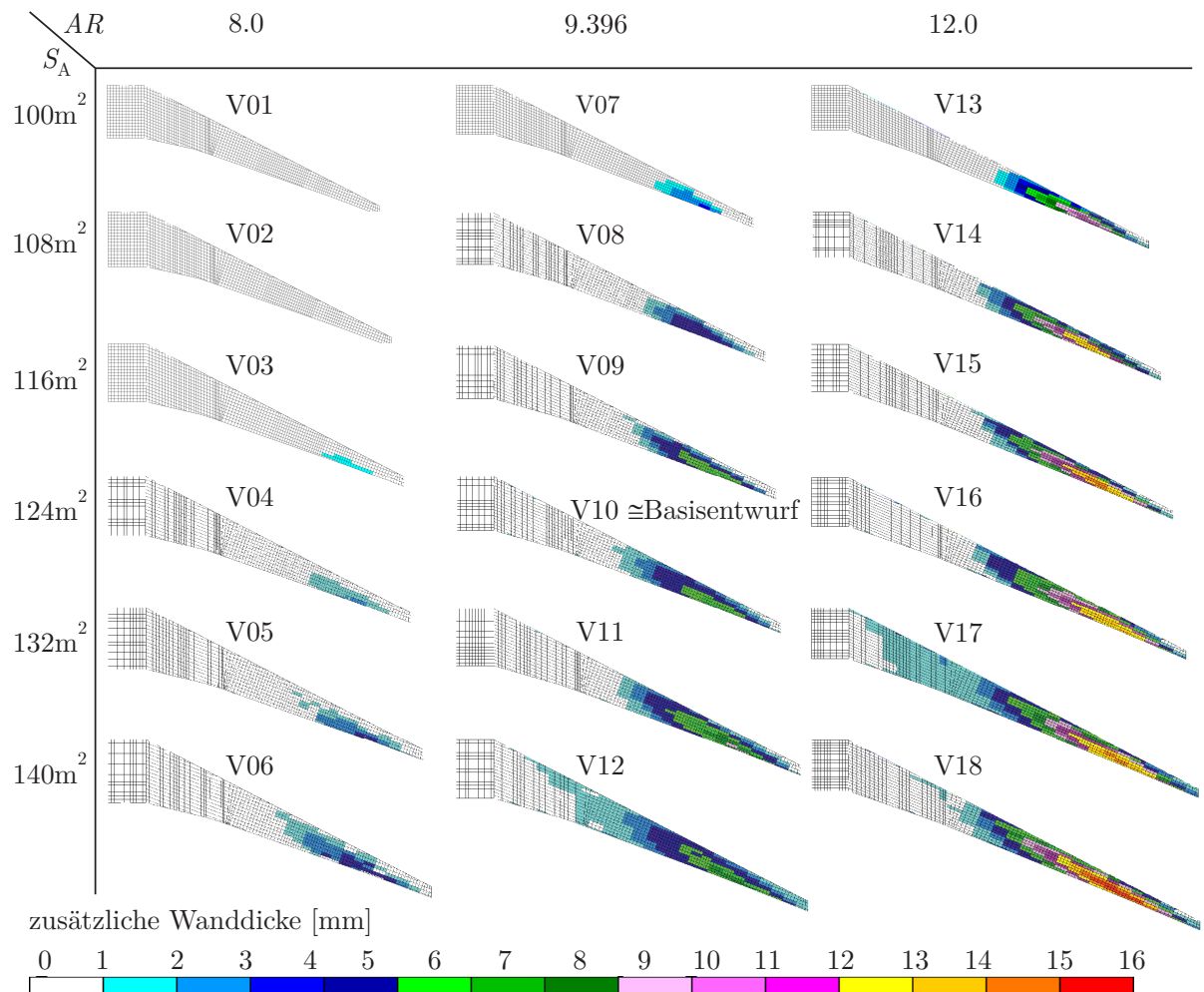


Abbildung 6.13: Zusätzliche Aufdickung der Flügelkastenoberseite nach DS3



Abbildung 6.14: CRM-Konfigurationsgeometrie, original Geometrie aus [197] und in [94] definierte bzw. modifizierte Baugruppen

## 6.2 Flügel der CRM-Konfiguration

Das zweite Anwendungsbeispiel ist das „NASA Common Research Model“ (CRM), das für den „4th AIAA CFD Drag Prediction Workshop, San Antonio, TX (USA), June 20-21, 2009“ aufgebaut und bereitgestellt wurde. Bei dieser generischen Flugzeugkonfiguration handelt es sich um ein zweistrahliges Großraumflugzeug, das von der Größe (Flügelfläche, Spannweite, Länge) mit der Boeing 777-200 vergleichbar ist. Der Entwurf des Flügels der CRM-Konfiguration stammt aus einer gekoppelten Aerodynamik-Strukturoptimierung [196], [85]. Der Flügel, das Höhenleitwerk und der Rumpf bilden die CRM-Konfiguration, die für Vergleichsrechnungen verschiedener CFD-Verfahren entwickelt wurde. In Verbindung mit dem CRM-Windkanalmodell und den Messungen der Windkanalversuche kann das CRM auch zur Validation von CFD-Verfahren genutzt werden. Die Geometrie ist über die Internetseite des Drag Prediction Workshops im IGES-Format veröffentlicht [122]. Hierin sind zudem weitere Informationen zur Flügelgeometrie und zur Konfiguration zu finden, wie die Reisemachzahl mit  $Ma_{Reise} = 0.85$ , für die der Flügel entworfen wurde.

Da nicht alle für den Entwurfsprozess nötigen Daten für die CRM-Konfiguration vorhanden sind, werden diese für die vorliegende Arbeit mittels einfacher Verfahren aus dem Konzeptentwurf ermittelt oder Daten bekannter Flugzeuge herangezogen. Dabei handelt es sich um die charakteristischen Gesamtflugzeugmassen, den Schwerpunktbereich sowie die Fluggeschwindigkeiten, die in Verbindung mit der Flugzeugmasse zur Definition der Lastfälle benötigt werden. Die Lasten wiederum werden bei der Dimensionierung des Flügelkastens verwendet. Die Fluggeschwindigkeiten und die Flughöhe dienen auch zur Aufstellung der  $V_C/M_C$  und  $V_D/M_D$  Enveloppen und der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe.



Ferner wurde die Querrudergeometrie (Position und Abmaße) mit Konzeptentwurfsmethoden festgelegt. Im Rahmen der Arbeiten zum Aufbau eines Strukturmodells für das Gesamtflugzeug, das in [93] bzw. [94] dokumentiert ist und nicht Gegenstand der vorliegenden Arbeit ist, werden zudem die Komponentenmassen abgeschätzt, die Geometrie und Position des Seitenleitwerks entwickelt und die Fahrwerkspositionen festgelegt.

Zur Untersuchung des Einflusses der statischen aeroelastischen Anforderungen beim Strukturentwurf werden neben der Betrachtung des Basisentwurfs für die CRM-Konfigurationen unterschiedliche Parametervariationen durchgeführt. So werden die Stringerorientierungen sowie die Position der Querruder spannweitig und in Tiefenrichtung variiert. Abschließend wird die Möglichkeit untersucht, bei der Strukturdimensionierung mit Berücksichtigung der Querruderwirksamkeitsanforderungen auch negative Querruderwirksamkeit zuzulassen, insbesondere beim äußeren Querruder.

### 6.2.1 Allgemeine Flugzeugparameter

Die wesentlichen geometrischen Daten der CRM-Konfiguration sind in Tabelle 6.5 aufgelistet.

#### Flugzeugmassen und Schwerpunktlagen

Die globalen charakteristischen Flugzeugmassen werden über eine statistische Betrachtung vergleichbarer Flugzeugkonfigurationen abgeschätzt. Für drei Flugzeuge von Boeing werden die Massen  $m_{ST}$  und  $m_{BL}$  in Relation zur Flügelfläche gesetzt. Entsprechend der gegebenen Flügelfläche für die CRM-Konfiguration werden die Massen  $m_{ST}$  und  $m_{BL}$  dann ermittelt. Hinsichtlich des Schwerpunktlagenbereichs wird für die vordere Schwerpunktlage 14%MAC und für die hintere 40%MAC angesetzt (vgl. u.a. [156]).

#### Fluggeschwindigkeiten

Um die  $V_C/M_C$  und  $V_D/M_D$  Enveloppen und die aeroelastische Stabilitätsenveloppe aufstellen zu können, sind einige charakteristische Fluggeschwindigkeiten bzw. die dazugehörigen Höhenbereiche zu ermitteln. Für das CRM werden zur Festlegung der Geschwindigkeiten bekannte Daten von vergleichbaren Flugzeugen herangezogen, wie auch Formeln aus den Zulassungsvorschriften CS25 oder dem LTH angewendet. In Tabelle 6.5 sind die entsprechenden Fluggeschwindigkeiten bzw. Höhen aufgelistet.

#### Konzept Rollsteuerung und Querruderposition bzw. -größe

Da für die CRM-Konfiguration noch kein Querruder definiert ist, die Ruderwirksamkeit aber bei der Dimensionierung des Flügelkastens eine Restriktion ist sowie die Variation der Querruderposition und -größe eine Parameterstudie zum CRM-Flügel ist, wird eine Querrudergeometrie für den Basisentwurf festgelegt. Dabei werden für die CRM-Konfiguration ein Hoch- und ein Niedergeschwindigkeitsquerruder spannweitig im



Anschluss an die Hochauftriebsklappen positioniert. Dies entspricht den Querruderanordnungen von Airbus Flugzeugen. Demgegenüber steht das Konzept von Boeing, deren Flugzeuge Boeing-777, -747 und -787 für den Hochgeschwindigkeitsbereich ein Querruder (engl. flaperon) besitzen, das im Bereich der Flügelknickstelle (engl. kink) in das Hochauftriebsklappensystem integriert ist. Das Niedergeschwindigkeitsquerruder liegt spannweitig zwischen dem Ende der Hochauftriebsklappen und der Flügelspitze.

Bei der Festlegung der Querrudergeometrie für den CRM-Flügel werden zum Vergleich die Querrudergeometrien der Airbus Flugzeuge A330, A350 und A380 und die entsprechenden typischen Parameter zur Querrudergeometrie herangezogen, wie das Querrudervolumen  $V_A$ , die Querruderfläche  $S_Q$ , die Querrudergesamtspannweite  $b_A$  und der Querruderhebelarm  $l_A$  mit  $l_A = 2y_A$  und die Querrudertiefe  $c_A$  (siehe Tabelle 6.6). In Abbildung 6.15 sind die Parameter ebenfalls teilweise abgebildet. Die empfohlenen Werte bei HOWE [80] zur Definition der Querrudergeometrie sind nicht geeignet, da dort von einem Hochgeschwindigkeitsquerruder wie bei Boeing ausgegangen wird.

Im NASA-Bericht von RUDOLPH [150] werden dem Konzept von Airbus mit den im Außenbereich angebrachten Querrudern leichte Vorteile gegenüber dem Konzept von Boeing insbesondere hinsichtlich besserer Performance zugesprochen. Ein wesentlicher Grund liegt nach [150] darin, dass die Querruderanordnung von Airbus eine geringere Komplexität hat. In Abbildung 6.15b sind die Geometrieparameter der Querruder des Basisentwurfs dargestellt.

## 6.2.2 Parametrische Modelle

### Parametrisierung Flügelgeometrie

Die Flügelgeometrie wird über drei Segmente und 21 Profilschnitte parametrisiert. Das erste Segment reicht von der  $x,z$ -Symmetrieebene bis zum Austritt des Flügels am Rumpf. Das zweite Segment geht vom Ende des ersten Segments bis zur Knickstelle des Flügels bei 37% Halbspannweite und das Dritte ab der Knickstelle bis zur Flügelspitze. Die 21 Profilschnitte sind über die in [196] gegebenen Vorderkantenpunkte und den ermittelten Hinterkantenpunkten definiert (siehe Abbildung 6.15c). Zur Berechnung der Koordinaten der Hinterkantenpunkte werden die Angaben zum lokalen Einstellwinkel und zur jeweiligen Profiltiefe der 21 Profilschnitte aus [196] herangezogen.

Zur Aufbereitung der normierten Profilkordinaten werden aus der IGES-Geometrie des Flügels der CRM-Konfiguration und den entsprechenden  $y$ -Positionen Profilkurven als  $B$ -Splines extrahiert. Auf diesen Kurven werden 200 Punkte ermittelt. Die Verteilung der Punkte ist so gewählt, dass im Profilnasenbereich, wegen der größeren Krümmung, eine höhere Punktdichte vorhanden ist, als im Hinterkantenbereich. Die Profilkordinaten werden um den Nasenpunkt auf  $0^\circ$  Einstellwinkel durch Rotation transformiert, und anschließend auf die Profiltiefe 1.0 normiert. Die so aufbereiteten Profilkordinaten können für die parametrische Modellbildung der Flügelgeometrie entsprechend genutzt werden.

Für das erste Segment werden 2 Profile linear als  $B$ -Spline Fläche interpoliert. Beim zweiten Segment sind es sieben Profile, die über einen quadratischen Ansatz in spannweitischer Richtung zur  $B$ -Spline Fläche interpoliert werden. Das gleiche gilt für die 14 Profile von Segment 3 (siehe Abbildung 6.15d).

### Aerodynamikmodell

Das Aerodynamikmodell ist ein Panelmodell für die DLM. Es wird in Verbindung mit dem kondensierten Strukturmodell und dem Kopplungsmodell für die aeroelastische Simulation der Lasten, des 1g Reisefluges bei  $Ma = 0.85$ , der Ermittlung der Querruderwirksamkeit und bei der Dimensionierung des Flügelkastens mit dem über die Funktion  $c^*$  ermittelten Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  als Restriktion eingesetzt. Es wird jeweils ein Panelmodell für den rechten Flügel der CRM-Konfiguration und für das rechte Höhenleitwerk aufgebaut, da die Simulation mit einem Halbmodell durchgeführt wird. Das Panelmodell für den Flügel besteht aus 300 aerodynamischen Boxen und das für das Höhenleitwerk aus 30 Boxen (siehe auch Abbildung 6.15f). Über die W2GJ-Matrix wird für alle aerodynamischen Boxen eines Streifens der Anstellwinkel der zum Streifen zugehörigen Sehne berücksichtigt. Diese Werte werden mithilfe der parametrischen  $B$ -Spline Fläche ermittelt, die sich aus der Interpolation der Profilschnen ergibt. Die Querruder sind entsprechend mit gesonderten Makropanels modelliert.

### Konstruktionskonzept Flügelkasten

Der tragenden Flügelkasten besteht aus dem Flügelmittelkasten, der den Flügel mit dem Rumpf verbindet, und dem eigentlichen Flügelkasten, der die tragende Struktur des Flügels außerhalb des Rumpfes repräsentiert. Der Flügelmittelkasten besteht aus drei Holmen, die parallel zur globalen  $y$ -Achse verlaufen. Dabei werden die Parameterposition  $u_{4,1}$ ,  $u_{4,2}$  und  $u_{4,3}$  aus den entsprechenden Parameterpositionen an Profil 2 über  $f(u_{5,1})$ ,  $f(u_{5,2})$  und  $f(u_{5,3})$  ermittelt, mit der Bedingung, dass die Holme parallel zur  $y$ -Achse verlaufen. Auf den Deckhäuten sind 19 Stringer definiert, die parallel zu den Holmen orientiert sind. Fünf Rippen (R1-R5) von insgesamt 47 im Flügel sind in Strömungsrichtung orientiert und haben einen äquidistanten Abstand.

Der Flügelkasten wiederum besteht aus einem durchgehenden vorderen Holm, einem hinteren Holm mit einem Knick bei 37% Halbspannweite, der Knickstelle im Flügelgrundriss, und einem mittleren Holm, der bis zur Knickstelle geht und parallel zu den Stringern verläuft.

Von den 42 Rippen (R6-R47) des Außenflügels zwischen vorderem und hinterem Holm verlaufen die Rippen R6-R16 bis zur Knickstelle in Strömungsrichtung. Nach der Knickstelle folgt die Rippe R17, die in einem „Zwischenwinkel“ von  $100^\circ$  orientiert ist. Die weiteren Rippen R18-R46 in spannweitischer Richtung verlaufen orthogonal zum hinteren Holmabschnitt HH3. Die letzte Rippe (R47) ist wiederum strömungsparallel orientiert.

An der Wurzel des Außenflügels werden 19 Stringer definiert entsprechend den Stringern im Flügelmittelkasten. Diese verlaufen parallel zum vorderen Holmabschnitt (VH2). In Abbildung 6.15e ist die Geometrie des Flügelkastens und in Abbildung 6.15a das Konstruktionskonzept des Flügelkastens abgebildet mit den jeweiligen Parameterpositionen  $u_i$  der Holme und Rippen.

### FE-Modell Flügelkasten

Das FE-Modell des tragenden Flügelkastens ist in Abbildung 6.15g dargestellt. Entsprechend dem konstruktiven Aufbau der Rippen, Holme und Deckhäute, werden diese Baugruppen mit Schalenelementen (CQUAD4, CTRIA3) modelliert. Weiterhin sind Versteifungselemente vorgesehen. Diese umfassen die Stringer in den Deckhäuten oben und unten mit Balkenelementen mit Z-Querschnitt, einer typischen Stringergeometrie bei Flugzeugflügeln aus Metall. Holmgurte sind ebenfalls mit Balkenelementen (T-Querschnitt) idealisiert. Zudem sind auch noch innere Versteifungen der Rippen und Holme mit einfachen Balken umgesetzt, wie sie u.a. auch in realen Flugzeugstrukturen vorhanden sind (siehe u.a. Abbildung 2.1). Insgesamt besteht das FE-Modell des Flügelkastens aus 8999 Knoten und 23158 Elementen. Die Modellierung der Kondensation der Steifigkeiten mit RBE3-Elementen mit UM-Option an den Rippen auf Knoten der Lastreferenzachse ist ebenfalls in Abbildung 6.15g dargestellt.

### Triebwerk und Pylon

Die Triebwerksposition bei  $y_T = 9.72m$  wird aus den Abbildungen in [196] ermittelt. Die Gesamtmasse der Antriebseinheit (Triebwerk und Pylon) wird mit 9725kg abgeschätzt. Sie ergibt sich aus der Annahme, dass das Triebwerk Trent 892 des Hersteller Rolls-Royce auch für die CRM-Konfiguration geeignet sein könnte, da es für die Boeing 777 eingesetzt wird, der Flugzeugkonfiguration, die dem CRM am nächsten kommt. Die in den Zulassungsunterlagen [50] angegebene Trockenmasse des Trent 892 von 6078kg wird nach KROO [100] noch mit dem Faktor 1.6 multipliziert, um zum Gesamtgewicht der Antriebseinheit (Triebwerk + Pylon) zu kommen. Die  $x$ -Position des Triebwerks orientiert sich an Positionen vergleichbarer Flugzeuge sowie der Annahme, dass der Schwerpunkt in Längsrichtung des Triebwerks bei ca. 40% liegt. Die  $z$ -Position liegt auf der Höhe der Drehachse, die sich aus dem maximalen Triebwerksdurchmesser des Trent 892 von 3.048m ergibt. Die Pylon Struktur wird mit Balkenelementen mit einem Rechteckhohlquerschnitt modelliert. Da der Triebwerkspylon bei der Dimensionierung nicht berücksichtigt wird und die Balkenelemente masselos modelliert sind, werden die Querschnittsparameter des Pylon Balkens so gewählt, dass die Eigenfrequenzen in einem praxisnahen Bereich liegen (siehe u.a. [103]).

### Massenmodell Struktur

Bei der Lastanalyse und bei der 1g Reiseflug Trimmanalyse wird die Steifigkeit des Flügelkastens über die im vorherigen Abschnitt erläuterte Modellierung auf die Lastreferenzachse kondensiert. In die Lastreferenzachsenknoten werden zudem die nachfolgenden Massen integriert.

- die Masse der tragenden Struktur des Flügels aus dem FE-Modell,
- abgeschätzte Massen für die nicht-strukturellen Massen des Flügelkastens,
- abgeschätzte Massen, sekundäre Strukturen, wie die Vorderkante, zwei Klappen an der Hinterkante und die Massen für die Querruder und
- Massen für die ausgewählte Kraftstoffkonfiguration.

Grundsätzlich werden für alle zu berücksichtigenden Massen entsprechende FE-Modelle parametrisch aufgebaut, aus denen abschnittsweise FE-Modelle erzeugt werden. Für die Abschnitte wird eine Massenanalyse durchgeführt und so die Masse, der Schwerpunkt und die Trägheitsmomente ermittelt (siehe Abbildung 6.15g).

Für das Massenmodell der tragenden Struktur werden Abschnitte des Flügelkastens als FE-Modell definiert, die von der Mitte zwischen zwei Rippen (anhängig von der FE-Teilung in spannweitiser Richtung) bis zur nächsten Mitte zwischen zwei Rippen reichen. Für diese FE-Modelle wird eine Massenanalyse durchgeführt und so die Masse, der Schwerpunkt und die Trägheitsmomente ermittelt.

Entsprechend [190] werden für den Flügelkasten weitere zusätzliche Massen berechnet. Diese umfassen einen allgemeinen Massenaufschlag aufgrund von Fertigungsrandbedingungen. Dieser kann durch eine zusätzliche Wanddicke von 1mm für alle Schalenelemente berücksichtigt werden. Weiterhin wird eine zusätzliche Masse ermittelt, die sich aus der Installation des Triebwerks an den Flügel ergibt. Ebenso berücksichtigt wird die zusätzliche Masse infolge der Integration des Flügels in den Rumpf sowie die durch den Landestoß resultierende zusätzliche Masse des Flügelkastens, die durch eine Verstärkung der Struktur im Bereich des Fahrwerks hervorgerufen wird.

Weiterhin werden die Massen für die Vorder- und Hinterkante abgeschätzt. Es werden FE-Modelle der Vorder- und Hinterkante aufgebaut, wobei die Hinterkante aus vier Klappen besteht, zwei Hochauftriebsklappen und die beiden Querruder, die zusammen modelliert sind. Entsprechend den Angaben aus [190] für ein jeweiliges spezifisches Flächengewicht, werden die Wanddicken der Ersatz FE-Modelle angepasst. In gleicher Weise, wie beim Flügelkasten, werden abschnittsweise FE-Modelle aufgebaut und die entsprechenden Massenparameter ermittelt.

Alle diese Massen werden in die Knoten der Lastreferenzachse (LRA) integriert, wobei der Knoten der LRA ermittelt wird, der dem Schwerpunkt der jeweiligen Masse am nächsten ist.

### Massenmodelle Kraftstoff

Für die Lastanalyse und die 1g Trimmanalyse des Reisefluges ist auch Kraftstoff in der Massenmodellierung zu berücksichtigen. Der Kraftstoff ist in drei Tanks im Flügel untergebracht, ein zentraler Tank im Flügelmittelkasten, sowie ein innerer und ein äußerer Flügeltank. Im Rahmen der parametrischen Modelle, werden für zwei Kraftstoffkonfigurationen, mit jeweils 25000kg Kraftstoff, die Massenmodelle aufgebaut. Beim ersten Modell, das für den 1g-Reiseflug verwendet wird, ist der zentrale Tank leer, der innere Tank mit 23721kg/32872l zu 71.6% Kraftstoff befüllt und der äußere Tank zu 100% mit 2083kg/2654l (siehe Abbildung 6.16a). Beim zweiten Modell, das bei der Ermittlung der Lasten eingesetzt wird, ist der zentrale Tank mit 16391kg/20880l zu 100% gefüllt und der innere Tank zu 41%, bei einer Masse von 10047kg bzw. 12799l (siehe 6.16b).

### Dimensionierungsparameter und Optimierungsmodell

Die dreistufige Dimensionierung folgt dem Ablauf, wie er im Abschnitt 5.3 dargestellt ist. Nach der Vordimensionierung mit den Schnittlasten (DS1) wird der Flügelkasten mit einer gradientenbasierten Waddickenoptimierung bei Festigkeits- und Beulrestriktionen dimensioniert (DS2). Schließlich wird in der dritten Dimensionierungsstufe (DS3) eine Waddickenoptimierung mit einem vorgegebenen Querruderbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  als Restriktion durchgeführt. Im letzten Schritt können die Waddicken nur noch erhöht werden. Die zu minimierende **Zielfunktion**  $f$  der Optimierungsaufgabe ist die Masse  $m_{FK}$  des Flügelkastens.

Die Definition der **Entwurfsvariablen**  $\mathbf{x}$  sieht in DS2 und DS3 wie folgt aus: Im Flügelmittelkasten wird eine Entwurfsvariable für die Fläche zwischen zwei benachbarten Rippen und zwei aufeinanderfolgenden Holmabschnitten in Flügeltiefenrichtung definiert. Bei den Deckhäuten des Flügelkastens werden als eine Entwurfsvariable für die Waddicke die Elemente zusammengefasst, die zwischen zwei benachbarten Stringern und zwei aufeinanderfolgenden Rippen liegen. In gleicher Weise werden die Elemente zwischen dem vorderen Holm und dem ersten Stringer sowie zwischen zwei benachbarten Rippen, wie auch zwischen dem letzten Stringer und dem hinteren Holm und zweier benachbarter Rippen zu einer Entwurfsvariablen zusammengefasst. Für die Holme wird eine Variable je Holmabschnitt definiert, der sich aus der Verschneidung der Holme mit den Rippen ergibt. Damit werden bei 5 Elementen in der Holmhöhe und 4 in spannweitisger Richtung die Waddicken von 20 Elementen zu einer Entwurfsvariablen zusammengefasst. Bei den Rippen wird pro Rippenabschnitt, der zwischen zwei Holmen liegt, eine Entwurfsvariable definiert. Da die Stringer mit einer festen Orientierung modelliert sind, nimmt die Anzahl der Elemente, deren Waddicken zu einer Variablen zusammengefasst werden über die Spannweite ab. Eine Übersicht zu der Anzahl der Entwurfsvariablen ist in Tabelle 6.7 gegeben.

Tabelle 6.7: Übersicht zur Anzahl der Dimensionierungsparameter (DS1) bzw. den Optimierungsmodellen (DS2, DS3) der CRM-Konfiguration

| Beschreibung   | DS1 | DS2    | DS3  |
|--|-----|--------|------|
| <i>Zielfunktion (nur DS2 und DS3)</i>                        |     |        |      |
| Masse Flügelkasten   | 0   | 1      | 1    |
| <i>Entwurfsbereiche (DS1) / Entwurfsvariablen (DS2, DS3)</i> |     |        |      |
| Dicke Schalenelemente Flügelkasten Oberseite                 | 46  | 496    | 496  |
| Dicke Schalenelemente Flügelkasten Unterseite                | 46  | 496    | 496  |
| Querschnittsfläche Balkenelemente Stringer                   | 46  | 0      | 0    |
| Dicke Schalenelemente Holme                                  | 46  | 107    | 107  |
| Querschnittsfläche Balkenelemente Holmgurt                   | 46  | 0      | 0    |
| Dicke Schalenelemente Rippen                                 | 47  | 52     | 52   |
| Total  | 277 | 1151   | 1151 |
| <i>zulässige Spannungen (DS1), Restriktionen (DS2, DS3)</i>  |     |        |      |
| VON-MISES-Spannung Oberseite (266 MPa)                       | 0   | 78656  | 0    |
| VON-MISES-Spannung Unterseite (233 MPa)                      | 0   | 78496  | 0    |
| VON-MISES-Spannung Holme, (266 MPa)                          | 0   | 68480  | 0    |
| VON-MISES-Spannung Rippen (266 MPa)                          | 0   | 34240  | 0    |
| Sicherheitsfaktor Druckbeulen Ober- und Unterseite           | 0   | 78576  | 0    |
| Sicherheitsfaktor Schubbeulen Holme                          | 0   | 34240  | 0    |
| Sicherheitsfaktor Schubbeulen Rippen                         | 0   | 45840  | 0    |
| Rollbeiwert infolge Querruderausschlag                       | 0   | 0      | 1    |
| Total  | 0   | 475968 | 1    |

Folgende **Restriktionen**  $g$  werden in DS2 und DS3 definiert: Die maximalen Spannungen werden für die Flügelunterseite auf  $\sigma_{zul}^U = 233$  MPa gesetzt bei dem üblichen Material Aluminium 2024-T3 und die Flügeloberseite auf  $\sigma_{zul}^O = 266$  MPa für Aluminium 7075. Für die Oberseite ergibt sich dieser Wert aus der angenommenen Bruchspannung von 400 MPa und der Berücksichtigung des Sicherheitsfaktors mit  $j = 1.5$ , während für die Flügelunterseite nach [190] 350 MPa empfohlen werden, um auf diese Weise Ermüdung zu berücksichtigen. Dieser Wert für die Flügelunterseite ist ebenfalls durch den Sicherheitsfaktor zu dividieren, um  $\sigma_{zul}^U$  zu erhalten. Für die Holme und Rippen wird der Wert für die Flügeloberseite mit 266 MPa übernommen.

Für die Flügelober- und unterseite wird lokales Beulen infolge Druckbeanspruchung über die Beulsicherheit berücksichtigt. Die Beulfelder sind auf der Flügelkastendeckhaut durch zwei benachbarte Stringer auf der einen und zwei benachbarte Rippen auf der anderen Seite begrenzt. Für die Holme und Rippen wird Beulen durch Schubbeanspruchung berücksichtigt. Die Beulfelder werden durch die inneren Versteifungen in den

Rippen und Holmen begrenzt.

Hinsichtlich der Ruderwirksamkeit wird aus der im Abschnitt 2.2.5 dargelegten Vorgehensweise mithilfe der Polynomapproximation der Wert für die Rollbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  bei  $Ma = 0.80$  und der Höhe  $h = 4660m$  mit der Funktion  $c^*$  berechnet, um im Kniepunkt der Stabilitätsenvelope eine Ruderwirksamkeit von minimal  $0+$  zu erzielen. Für die Polynomapproximation werden für die Funktionen  $c$  und  $c^*$  die Rollbeiwerte  $C_{l,\delta_a}$  für die  $Ma$ -Zahlen  $0.75$ ,  $0.80$  und  $0.85$  bei der Höhe  $h = 4600m$  ausgewählt.

### 6.2.3 Lastfälle

Für die Dimensionierung werden insgesamt 16 Manöverlastfälle definiert. Es werden dazu für vier Massenkfigurationen jeweils vier Flugpunkte in der Flugbereichsenvelope definiert. Die Massenkfigurationen decken die Bandbreiten von leichter und schwerer sowie extremer vorderer bis extremer hinterer Schwerpunktlage ab. Bei den Fluggeschwindigkeiten werden sowohl  $V_C$  und  $V_D$  bei Höhe  $0\text{ m}$ , wie die Kniepunkte des  $V_C/M_C$  bzw. der  $V_D/M_D$  Übergangs ausgewählt. Weiterhin gilt für alle Lastfälle das maximale Manöverlastvielfache von  $n_z = 2.5g$ . Die Nickgeschwindigkeit bei definierten Abfangmanövern ergibt sich aus Gleichung 4.46. Eine Übersicht der Lastfälle mit den wesentlichen Parametern, die einen Lastfall definieren, ist in Tabelle 6.8 aufgelistet.

### 6.2.4 Ergebnisse Basisentwurf

Der Entwurfsprozess konvergiert für die Flügelmasse  $m_F$  und die  $z$ -Koordinaten der Vorder- und Hinterkantenpunkte der 19 Profilschnitte nach ca. 10 Iterationen. Die gemittelte Gesamtmasse der letzten 5 Iterationen beträgt  $14222\text{ kg}$  für einen Flügel. Die Querruderwirksamkeitsanforderungen führen dazu, dass die Struktur mit ca.  $407\text{ kg}$  aufgedickt werden muss.

In Tabelle 6.9 sind die verschiedenen ermittelten Massen, die zur Flügelgesamtmasse  $m_F$  führen, aufgelistet. Die Masse des Flügelkastens  $m_{FK}$ , ohne Berücksichtigung der zusätzlichen Massen des Flügelkastens, beträgt nach der Dimensionierungsstufe 3 (DS3)  $9871\text{ kg}$ .

Die Abbildung 6.17 zeigt die Wanddickenverteilung nach den drei Dimensionierungsschritten nach der 10-ten Iteration des Entwurfsprozesses. Die Wanddicken der Ober- und Unterseite des Flügelkastens nach der schnittlastenbasierten Dimensionierung (DS1) haben im Bereich der Knickstelle des Flügels ihr Maximum mit ca.  $8\text{ mm}$  und ab  $80\%$  Spannweite für die Unterseite bzw. ab ca.  $88\%$  für die Oberseite geht die Wanddicke auf die Mindestdicke von  $2\text{ mm}$  zurück. Im Bereich der Flügelwurzel und im Flügelmittelkasten liegt die Wanddicke bei ca.  $4\text{--}5\text{ mm}$ . Die Holme haben ihre maximale Wanddicke im Bereich der Flügelknickstelle und im Flügelmittelkasten. Das gleiche gilt für die Wanddicken der Rippen. Die maximale Wanddicke der Holme und Rippen liegt bei ca.  $4\text{ mm}$ .

Die Wanddicken der Ober- und Unterseite nach der zweiten Dimensionierungsstufe (DS2), bei der Spannungs- und Beulrestriktionen berücksichtigt werden, zeigen eine verfeinerte Abstufung auch in Flügeltiefenrichtung aufgrund des Optimierungsmodells hinsichtlich der Entwurfsvariablen. Insbesondere kommt es am Übergang des Flügelmittelkastens zum Flügelkasten zu einer starken Aufdickung der Schalenelemente der Ober- und Unterseite. Begründet ist dies mit dem Übergang des gepfeilten Flügelkastens zum ungepfeilten Flügelmittelkasten. Weiterhin findet sich im Bereich der Knickstelle des Flügels eine Aufdickung der Struktur. Infolge der Beulrestriktion beginnt an der Flügelkastenoberseite der Bereich mit Mindestwanddicke erst ab ca. 90% Spannweitenposition. Bei den Holmen kommt es zu weiteren Aufdickungen vor allem von der Flügelknickstelle in Richtung der Flügelwurzel, während bei den Rippen die Wanddicken auch in Richtung der Flügelspitze ansteigen. Die maximalen Wanddicken für die Rippen werden am Übergang des Flügelmittelkastens zum Flügelkasten und an den Rippen, an denen der Pylon mit dem Triebwerk angebracht ist, erzielt.

Der dritte Dimensionierungsschritt (DS3), beim dem nur die Ruderwirksamkeitsrestriktion  $g_A$  definiert ist, bewirkt eine massive Verstärkung der Struktur an der Flügelkastenober- und unterseite und des Hinterholms im Bereich des inneren Querruders und von dort diagonal in Richtung der Flügelknickstelle. Ein geringerer aber doch erwähnenswerter Bereich der Strukturverstärkung ist am vorderen Holm ab der Flügelknickstelle nach innen festzustellen.

Die VON-MISES-Spannungen und die Verformung des CRM-Flügels für Lastfall 1 nach der 10-ten Iteration des parametrischen Entwurfsprozesses sind für die Dimensionierungsstufe 1 und 2 in Abbildung 6.18 dargestellt. Die VON-MISES-Spannungen nach der schnittlastenbasierten Dimensionierung zeigen im Bereich des Übergangs Flügelkasten/Flügelmittelkasten im hinteren Bereich mit 343 MPa die größten Werte, die über die zulässigen Spannungen von 267 MPa hinausgehen. Entsprechend wird in der Dimensionierungsstufe 2 in diesem Bereich, wie in den vorherigen Absätzen dargelegt, stark aufgedickt. Weitere über den Flügel verteilte Erhöhungen der Wandstärken der Deckhaut, aber auch der Holme und Rippen führen zu der geringeren maximalen Deformation an der Flügelspitze von 4.12m gegenüber 4.55m nach der schnittlastenbasierten Dimensionierung.

In Abbildung 6.19a) sind verschiedene Verwindungsverteilungen über die Spannweite dargestellt. Das ist zum einen die Verwindung des Flügels zu Beginn des Entwurfsprozesses, die der Original CRM-Geometrie und den Daten aus [196] entnommen ist und die dem 1g Reiseflug bei  $Ma = 0.85$  und  $C_l = 0.5$  entspricht. Weiterhin ist die Verwindungsverteilung nach Iterationsschritt 1 und nach der 10-ten Iteration des parametrischen Entwurfsprozesses dargestellt. Die nach 10 Iterationen erzielte Bauformgeometrie (engl. jig shape) weist gegenüber dem flight shape den für rückwärtsgepfeilte Flügel zu erwartenden Anstieg des lokalen Anstellwinkels auf. Die Verwindungsverteilung nach dem ersten Iterationsschritt zeigt, dass diese schnell konvergiert, da bereits fast die Verwindungsverteilung der Bauformgeometrie erreicht wird.

Weiterhin sind in Abbildung 6.19b) die Kurve der Flügelvorderkante für den Startent-



wurf, für die Iterationen 1 und 2 sowie für den konvergierten Entwurf dargestellt. Der Startentwurf entspricht der optimierten 1g Reisefluggeometrie des Flügels bei  $Ma = 0.85$ . Somit ergibt sich eine  $z$ -Deformation im Reiseflug von  $\Delta z = 1.21$  m. Die Vorderkantenkurven zeigen ebenfalls das gute Konvergenzverhalten über die Iterationen des Entwurfsprozesses, so liegt die Kurve bei Iteration 2 schon sehr dicht an der resultierenden Vorderkantengeometrie nach 10 Iterationen.

### 6.2.5 Parameterstudie 1 - Variation der Stringerorientierung

In der ersten Parameterstudie für den CRM-Flügel wird die Orientierung der Stringer variiert. Damit wird der Einfluss der Stringerorientierung auf den Strukturentwurf mit Querruderwirksamkeitsrestriktion untersucht. Die Stringer verlaufen im Basisentwurf parallel zum Vorderholm, auch im Flügelmittelkasten. Im Rahmen der Parameterstudie wird der Stringerwinkel  $\gamma$  des Flügelkastens von der Orientierung parallel zum Vorderholmabschnitt (VH2) mit  $\gamma = 54.74$  bis zur Orientierung parallel zum Hinterholmabschnitt (HH3) mit  $\gamma = 58.74$  variiert (siehe Abbildung 6.20). Insgesamt wird der parametrische Entwurfsprozess für fünf Stringerwinkel von  $54.74$  bis  $58.74$  bis zur Konvergenz durchlaufen. In gleicher Weise, wie beim Basisentwurf, wird bei der Dimensionierungsstufe 3 (DS3) die Querruderwirksamkeitsrestriktion  $g_A$  über ein approximiertes Polynom definiert. Es wird dazu ein Wert für  $C_{l,\delta_a}$  für  $Ma=0.75$  über die Funktion  $c^*$  als untere Schranke von  $g_A$  definiert.

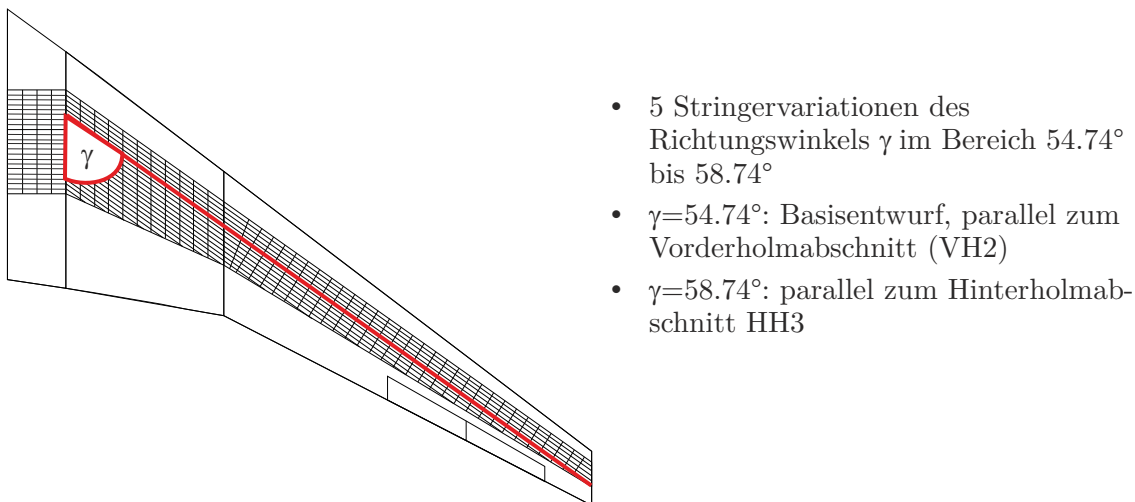


Abbildung 6.20: Parameterstudie zum Orientierungswinkel der Stringer

Die Ergebnisse zeigen, dass die nötige Verstärkung der Struktur zum Erreichen einer ausreichenden Rollwirksamkeit für größere Stringerwinkel ansteigt (siehe Abbildung 6.21a). Die Stringer parallel zum Vorderholm führen also hinsichtlich dieser Fragestellung zu einem geringeren Anstieg der Flügelkastenmasse  $m_{FK}$ . Allerdings nimmt die

Flügelkastenmasse nach der Dimensionierungsstufe 2 (DS2), bei der nur Spannungs- und Beulrestriktionen berücksichtigt werden, mit zunehmendem Stringerwinkel leicht ab (siehe Tabelle 6.10). Dies zeigt sich auch am Wurzelbiegemoment  $M_x$ , das bei Stringern, die parallel zum hinteren Holmabschnitt HH3 verlaufen, am geringsten ist (siehe Abbildung 6.21b). Begründet werden kann dies damit, dass durch die Erhöhung des Stringerwinkels  $\gamma$  die Torsionssteifigkeit des Flügels abnimmt. Dies hat ein größeres Zudrehen des Flügels insbesondere im Außenbereich zur Folge und führt zu einer Umverteilung der Lasten nach innen.

Die Flügelkastenmasse  $m_{FK}$  ist nach DS3 mit zunehmendem Stringerwinkel  $\gamma$  insgesamt leicht abnehmend. So ist die Reduktion der Flügelkastenmasse durch die Umverteilung der Lasten bei hinterholmparallelen Stringern größer als der Anstieg der Masse infolge der Querruderwirksamkeitsanforderungen (siehe Tabelle 6.10).

Tabelle 6.10: CRM-Flügel - Parameterstudie Stringerorientierung

| Nr. | $\gamma$ [°] | $m_{FK}$ [kg]<br>DS2 | $m_{FK}$ [kg]<br>DS3 | Bemerkungen   |
|-----|--------------|----------------------|----------------------|---|
| 1   | 54.74        | 9583.15              | 9963.63              | Basisentwurf, Stringer parallel zum Vorderholmabschnitt 2 (VH2) |
| 2   | 55.74        | 9463.30              | 9924.52              | mittlere Ausrichtung der Stringer                               |
| 3   | 56.74        | 9432.90              | 9934.33              |   |
| 4   | 57.74        | 9339.58              | 9888.04              |   |
| 5   | 58.74        | 9310.09              | 9900.06              | Stringer parallel zum Hinterholmabschnitt 3 (HH3)               |

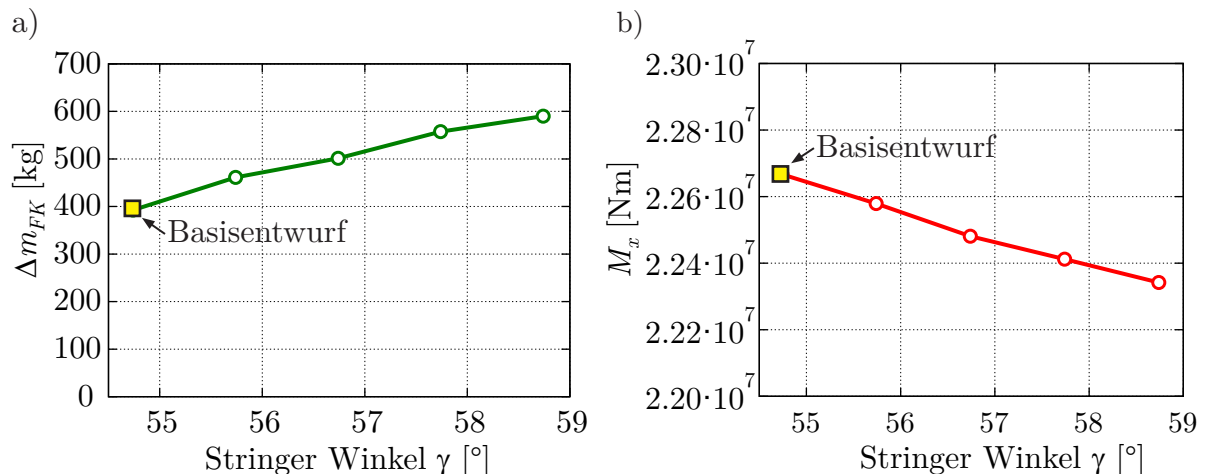
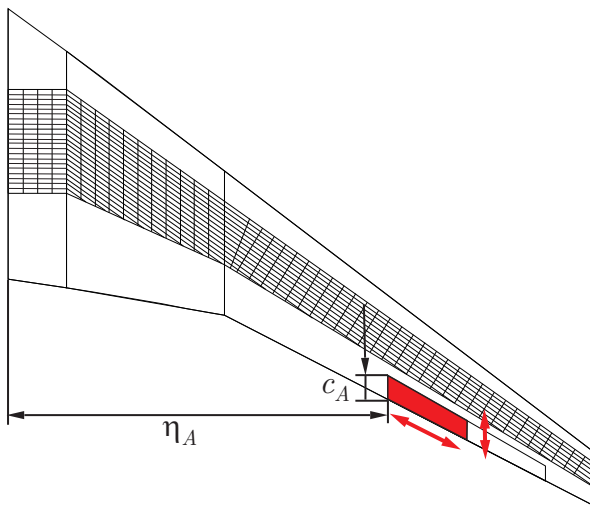


Abbildung 6.21: a) Zusätzliche Masse wegen Querruderwirksamkeitsrestriktion  $g_A$ , b) Wurzelbiegemoment  $M_x$

Diese Untersuchung zeigt einen „Konflikt“ zwischen zwei Auswirkungen bei der Variation der Orientierung der Stringer. Zum wird bei den vorderholmparallelen Stringern weniger Masse benötigt, um ausreichende Querruderwirksamkeit zu erzielen, zum anderen haben die hinterholmparallelen Stringer den Vorteil, dass sie zu einer Lastumverteilung und damit in der Folge zu einem geringeren Strukturgewicht führen, auch nach Berücksichtigung der Querruderwirksamkeitsanforderungen. Allerdings lässt diese Studie noch nicht die Schlussfolgerung zu, welche Stringerorientierung die bessere ist, dazu sind die durchgeführten Simulationen noch mit zu vielen Unsicherheiten behaftet. Unsicherheiten ergeben sich beispielsweise dadurch, dass die Anzahl und Auswahl der bei der Dimensionierung verwendeten Lastfälle noch relativ gering ist. Die Hinzunahme weiterer Lastfälle bei der Dimensionierung wird sich auch auf die Steifigkeit des Flügelkastens auswirken. Zum anderen ist die Berücksichtigung weiterer Korrekturen beim DL-Modell sinnvoll, insbesondere um die transsonischen Effekte besser zu modellieren. Ein Ergebnis dieser Untersuchungen ist aber, dass die Erfüllung der Querruderwirksamkeitsanforderungen und die Minimierung der Lasten durch das stärkere Zudrehen von rückwärtig gepfeilten Flügeln im Außenbereich des Flügels gegensätzlich sind.

### 6.2.6 Parameterstudie 2 - Variation der Querrudergeometrie



- 4 Variationen durch spannweite Verschiebung mit  $0.61 \leq \eta_A \leq 0.69$   
Basisentwurf:  $\eta_A = 0.65$
- 4 Variationen durch Änderung der Querrudertiefe mit  $0.22 \leq c_A \leq 0.26$   
Basisentwurf:  $c_A = 0.24$

Abbildung 6.22: Parameterstudie zur Position des inneren Querruders

Bei der zweiten Parameterstudie für den CRM-Flügel werden Variationen der Querrudergeometrie vorgenommen, um den Einfluss auf den Strukturentwurf zu untersuchen. Die Parametervariationen umfassen eine spannweite Verschiebung des Querruders um die relative Position  $\eta_A$ , wobei die Länge des Querruders und die relative Querrudertiefe unverändert bleiben, und die Variation der Querrudertiefe  $c_A$ . Für die Ermittlung

der Querruderwirksamkeit wird nur das innere Querruder betrachtet, das im höheren Geschwindigkeitsbereich eingesetzt wird.

Spannweitig wird das Querruder im Bereich von  $0.61 \leq \eta_A \leq 0.69$  verschoben. Die aufgrund der Querruderwirksamkeitsrestriktion  $g_A$  (siehe Gleichung 5.27) benötigte zusätzliche Masse zur Versteifung des Flügelkastens für alle fünf Varianten ist in Abbildung 6.23a dargestellt. Bei der Variante mit dem am weitesten innen liegenden Querruder mit  $\eta_A = 0.61$  wird keine zusätzliche Masse benötigt. Insgesamt zeigt Abbildung 6.23a, dass sich die Zusatzmasse zur Erfüllung von  $g_A$  überproportional mit dem Anstieg von  $\eta_A$  erhöht. So beträgt die zusätzliche Masse bei  $\eta_A = 0.69$  sogar schon 1500 kg, also mehr als 15% der Masse des Flügelkastens.

Bei der Variation der Querrudertiefe  $c_A$  von 22% bis 26% zeigt sich eine nahezu proportionale Abnahme der zusätzlichen Masse zur Versteifung des Flügelkastens aufgrund von  $g_A$  (siehe Abbildung 6.23b). Die maximal benötigte Masse bei  $c_A = 0.22$  beträgt 550 kg und die minimale Masse bei  $c_A = 0.26$  liegt bei 150 kg.

Das Querrudervolumen  $V_A$  ist ein charakteristischer Parameter des Querruders. In [80] werden Empfehlungen von Werten für  $V_A$  für verschiedene Flugzeugtypen angegeben. Allerdings wird dort angenommen, dass das Hochgeschwindigkeitsquerruder im Bereich der Flügelknickstelle angebracht ist, wie dies insbesondere bei Boeing-Flugzeugen der Fall ist. Dagegen ist bei Airbus-Flugzeugen das Hochgeschwindigkeitsquerruder in Spannweitenrichtung im Anschluss an die Hochauftriebsklappen positioniert. Ein Vergleich der Werte für das Querrudervolumen zu den einzelnen Parametervariationen zeigt, dass Änderungen von  $V_A$  keine Rückschlüsse auf die zusätzliche Masse zulässt, die zur Verstärkung der Struktur des Flügelkastens benötigt wird, um ausreichende Querruderwirksamkeit zu erzielen. So ist in Abbildung 6.24a zu erkennen, dass das Querrudervolumen  $V_A$  für alle Parametervariationen der Spannweitenposition des Querruders zwischen 0.017 und 0.016 mit zunehmendem  $\eta_A$  leicht abfallend ist. Demgegenüber zeigt das Querrudervolumen  $V_A$  bei der Parametervariation der Querrudertiefe  $c_A$  einen steiler ansteigenden Verlauf mit zunehmender Querrudertiefe. Werden die Verläufe von  $V_A$  mit den in den Abbildungen 6.23a) und b) dargestellten zusätzlichen Massen durch Berücksichtigung der Querruderwirksamkeitsrestriktion verglichen, zeigt sich, dass die spannweitige Verschiebung  $\eta_A$  des Querruders nach außen wesentlich mehr Masse zur Versteifung der Struktur des Flügelkastens erfordert, als die Verkleinerung der Querrudertiefe  $c_A$  (siehe Abbildung 6.24 a und b).

In Abbildung 6.25 sind für beide Parametervariationen zum Querruder die Bereiche dargestellt, die in DS3 aufgedickt werden. Die rot und orange gefärbten Elemente erfahren dabei die maximalen Aufdickungen, während die Farben blau und hellblau eine geringe Aufdickung bedeuten. Es zeigt sich, dass der Bereich, der zu verstärken ist, mit erhöhter benötigter Masse ebenfalls größer wird. So ist bei der Variation zur spannweitigen Lage des Querruders bei  $\eta_A = 0.69$  der größte Bereich zu finden, der verstärkt werden muss. Die größten Aufdickungen finden sich am Hinterholm. So wird z.B. bei  $\eta_A = 0.63$  im Wesentlichen nur der hintere Holm durch Materialaufdickung verstärkt.

Ähnliches gilt für die Variation der Querrudertiefe  $c_A$ . Mit abnehmendem  $c_A$  wird der

Bereich, der aufgedickt werden muss, größer, wobei die maximale Ausdehnung dieses Bereiches für den Holmabschnitt HH3 auch schon für  $c_A = 0.26$  erreicht ist.

### 6.2.7 Strukturdimensionierung mit Querruderwirksamkeitsrestriktion bei Zulassung negativer Querruderwirksamkeit

Die Zulassungsvorschriften CS25 sehen vor, dass nach §25.629 innerhalb der Stabilitätsenveloppe keine Ruderumkehr auftreten darf. Für eine mögliche Weiterentwicklung der Steuerkonzepte soll nachfolgend untersucht werden, inwieweit geforderte Rollmanöver realisiert werden können, wenn beim Rollen der CRM-Konfiguration die beiden Querruder QR1 und QR2 eingesetzt werden und Ruderumkehr erlaubt ist. Ruderumkehr bedeutet, dass ein Querruderausschlag mit negativem Winkel  $\delta_a$  eine Rollbewegung in positiver Drehrichtung um die  $x$ -Achse bewirkt. Diese Untersuchung ist insbesondere auch durch die Fragestellung motiviert, inwieweit die für den Basisentwurf ermittelte zusätzliche Masse aufgrund der Querruderwirksamkeitsanforderungen dadurch reduziert werden kann. In den bisherigen Untersuchungen wurde nur das innere Querruder QR1 betrachtet und die Struktur so dimensioniert, dass in der Stabilitätsenveloppe keine Ruderumkehr von QR1 auftritt.

Da bei der Berücksichtigung der Querruderwirksamkeit bei der Strukturdimensionierung in der dritten Dimensionierungsstufe DS3 der Rollmomentenbeiwert  $C_{l,\delta_a}$  verwendet wird, werden die Rollmomentenbeiwerte  $C_{l,\delta_{a1}}$  des inneren und  $C_{l,\delta_{a2}}$  des äußeren Querruders über die Machzahl in Abbildung 6.27 dargestellt. Das Strukturmodell des Flügelkastens entspricht dem nach der zweiten Dimensionierungsstufe DS2. Die Abbildung 6.27 zeigt, dass das äußere Querruder QR1 ab  $Ma = 0.75$  Querruderumkehr aufweist und das innere Querruder QR2 bei ca.  $Ma = 0.92$ .

Entsprechend der Zulassungsvorschriften bzw. der Acceptable Means of Compliance wird nach § 25.147 bzw. AMC 25.147(f) für die Rollsteuerung gefordert, dass bis  $V_{MO}$  bzw.  $M_{MO}$ , unter der Voraussetzung, dass kein Triebwerk ausgefallen ist, eine Kurve mit Querneigung von  $+30^\circ$  bis  $-30^\circ$  innerhalb von 7 Sekunden geflogen werden muss. Dies führt zu einer Rollrate von  $p = 8.57^\circ/\text{s}$ .

Nachfolgend werden für drei unterschiedliche Szenarien Rollmanöver simuliert, um eine stationäre Rolle von  $p = 8.57^\circ/\text{s}$  zu erzielen. Für die Simulation wird eine mittlere Massenkongfiguration gewählt. Die Masse des Flugzeugs beträgt 210000 kg, wobei die Tanks zu 50% gefüllt sind und sich diese 50% Kraftstoff Tankfüllung im Außentank (100%) und im Innentank (72%) befinden. Dazu werden 10 Flugpunkte für die Höhe  $h = 4600$  m und Machzahlen im Bereich von 0.5 bis 0.99 definiert.

Für die Simulation des Rollmanövers werden mit den Querruderausschlagswinkeln  $\delta_{a1}$  und  $\delta_{a2}$  zwei variable Trimmparameter und die zu erzielende Rollrate von  $p = 8.57^\circ/\text{s}$  definiert. Da bei diesem Manöver den zwei Trimmvariablen  $\delta_{a1}$  und  $\delta_{a2}$  nur die Rollrate  $p$  als Trimmparameter gegenübersteht, ist die zu lösende Trimmgleichung 4.44 überbe-

stimmt, die beiden Querruder QR1 und QR2 sind redundant. Das bei dieser Simulation eingesetzte Trimmmodul von MSC.Nastran erlaubt die Verwendung von redundanten Steuerflächen [38]. Bei dem in MSC.Nastran implementierten Algorithmus wird die Funktion  $\phi$  als Funktion der Trimmvariablen definiert mit

$$\phi = \sqrt{\mathbf{t}^t \mathbf{t}} \quad (6.1)$$

wobei  $\mathbf{t}$  der Vektor der Trimmvariablen ist mit

$$\mathbf{t} = \begin{pmatrix} \delta_{a1} \\ \delta_{a2} \end{pmatrix} \quad (6.2)$$

Die Funktion  $\phi$  wird innerhalb des Algorithmus minimiert, was eine Minimierung der Größe der Steuerflächenausschläge  $\delta_{a1}$  und  $\delta_{a2}$  zur Folge hat.

Beim ersten Szenario wird die Trimmanalyse nur für das innere Querruder QR1 ausgeführt, wobei das Strukturmodell dem aus Abschnitt nach DS3 entspricht. Für das zweite Szenario kommen das innere und das äußere Querruder QR1 und QR2 zum Einsatz. Der Flügelkasten ist entsprechend Dimensionierungsstufe 2 ausgelegt. Die Ruderwirksamkeitsrestriktion ist also noch nicht berücksichtigt. Beim dritten Szenario werden wiederum das innere Querruder QR1 und das äußere QR2 verwendet. Das Strukturmodell ist mit einer modifizierten Restriktionsformulierung für die Querruderwirksamkeit in der dritten Dimensionierungsstufe (DS3\*) ausgelegt. Für die Dimensionierung des Strukturmodells in DS3\* wird bei der Formulierung der Restriktion der Querruderwirksamkeit auch der Rollmomentenbeiwert  $C_{l,\delta_{a2}}$  des äußeren Querruders berücksichtigt. Dies wird durch die Funktion  $\psi$  mit

$$\psi = C_{l,\delta_{a1}} - a C_{l,\delta_{a2}} \quad (6.3)$$

realisiert, wobei in der vorliegenden Arbeit nur  $a = 0.1$  untersucht wird. Es wird zwar auch die Formulierung der Querruderwirksamkeitsrestriktion über das approximierte Polynom vorgenommen, allerdings wird mit  $Ma = 0.9$  eine wesentlich höhere Machzahl gewählt, bei der das innere Querruder QR1 an der Grenze zur Ruderumkehr steht, das äußere Querruder weist schon früher Ruderumkehr auf. Mit dem Minuszeichen in Gleichung 6.3 wird weiterhin vorausgesetzt, dass das äußere Querruder auch nach der Verstärkung der Struktur Ruderumkehr hat. Dies wäre bei einem Flugpunkt mit niedrigerer Machzahl, z.B.  $Ma = 0.8$  nicht unbedingt der Fall gewesen. Diese Strukturdimensionierung bewirkt einen geringeren Massenzuwachs von 242.96 kg gegenüber 407.34 kg des ersten Szenarios. In Abbildung 6.27 sind die Steuerflächenausschläge von QR1 und QR2 für die drei Szenarien über die Machzahl dargestellt.

Diese Untersuchung zeigt, dass es prinzipiell möglich ist, bei der CRM-Konfiguration auf die dritte Dimensionierungsstufe DS3 zu verzichten, da die beiden Querruder QR1 und QR2, unter der Voraussetzung, dass Ruderumkehr erlaubt ist, die geforderten Rollmanöver bewirken können. Weiter ist es möglich durch Modifikation der Formulierung

der Querruderwirksamkeitsrestriktion aufgrund erlaubter Ruderumkehr mit einem geringeren Massenzuwachs als bei Szenario 1 die Ruderumkehr des inneren Querruders zu höheren Machzahlen zu verschieben (siehe Abbildung 6.27), wobei die Querruderumkehr von QR1 innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe liegt.

Abschließend soll aber auch noch angemerkt werden, dass die zusätzlichen Massen durch die Verstärkung der Struktur geringer werden, wenn zur Rollsteuerung auch Spoiler eingesetzt werden. Der Einsatz von Spoilern ist in den Zulassungsvorschriften zu den lateralen Manöveranforderungen, wie sie in den AMC 25. 147(f) niedergelegt sind, erlaubt. Weiterhin ist die Vorgehensweise, bei der nur ein Flugpunkt für eine Massenkongfiguration herangezogen wird, für eine Anwendung in der Praxis noch unvollständig. Dort wird die Berücksichtigung von weit mehr Flugpunkten innerhalb der  $V_{MO}/M_{MO}$  Enveloppe bzw. der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe und Massenkongfigurationen bei der Simulation des Rollmanövers gefordert.

Tabelle 6.5: Allgemeine Flugzeugparameter zur CRM-Konfiguration

| Parameter  | Wert                 |
|--|----------------------|
| <i>Geometrie Flügel</i>  |                      |
| Flügelfläche $S_A$   | 383,7 m <sup>2</sup> |
| Spannweite $b$   | 58.76 m              |
| Streckung $AR$   | 9.0                  |
| Zuspitzung $\lambda$   | 0.275                |
| Flügelpfeilung $\varphi_{0\%}, \varphi_{25\%}, \varphi_{50\%}$                     | 37.3°, 35°, 32.3°    |
| <i>Geometrie Höhenleitwerk</i>   |                      |
| Höhenleitwerksfläche $S_A^{HLW}$   | 30.5 m <sup>2</sup>  |
| Spannweite $b^{HLW}$   | 12.35 m              |
| Streckung $AR^{HLW}$   | 5.0                  |
| Zuspitzung $\lambda^{HLW}$   | 0.35                 |
| Pfeilung $\varphi_{0\%}^{HLW}, \varphi_{25\%}^{HLW}, \varphi_{50\%}^{HLW}$         | 32.3°, 28.2°, 23.7°  |
| <i>Massen und Schwerpunktlage</i>  |                      |
| Betriebsleermasse $m_{BL}$   | 134000 kg            |
| Maximale Startmasse $m_{ST}$   | 260000 kg            |
| Maximale Kraftstoffnullmasse $m_{Lt}$  | 195000 kg            |
| Vordere und hintere Schwerpunktlage<br>(mit $x=0.0$ bei 2.349 m vor der Rumpfnase) | 32.947 m - 34.759 m  |
| Vordere und hintere Schwerpunktlage in %MAC  | 14%-40%              |
| <i>Entwurfsgeschwindigkeiten und Flughöhen</i>                                     |                      |
| Reiseflugmachzahl $Ma_{Reise}$   | 0.85                 |
| Bemessungsreisegeschwindigkeit $V_C$ , -machzahl $M_C$                             | 193 m/s, 0.92        |
| Bahnneigungsflugeschwindigkeit $V_D$ , -machzahl $M_D$                             | 222 m/s, 0.99        |
| Reiseflughöhe $h_{Reise}$  | 10668 m              |
| Maximale Flughöhe $h_{max}$  | 13716 m              |

Tabelle 6.6: Querruder Parameter für verschiedene Airbus Flugzeuge und des Basisentwurfs für den CRM-Flügel

| A/C  | $S_A$<br>[m <sup>2</sup> ] | $S_Q$<br>[m <sup>2</sup> ] | $b$<br>[m] | $b_A$<br>[m] | $l_A$<br>[m] | $y_A$<br>[m] | $c_A$<br>[m] | $y_A/b$ | $S_Q/S_A$ | $V_A$  |
|------|----------------------------|----------------------------|------------|--------------|--------------|--------------|--------------|---------|-----------|--------|
| A330 | 363                        | 13.0                       | 58.0       | 16.13        | 47.96        | 23.98        | 0.239        | 0.413   | 0.036     | 0.0148 |
| A350 | 422                        | 14.7                       | 60.0       | 17.27        | 49.68        | 24.84        | 0.239        | 0.414   | 0.035     | 0.0144 |
| A380 | 850                        | 24.1                       | 80.0       | 17.00        | 61.90        | 30.95        | 0.220        | 0.387   | 0.028     | 0.0110 |
| CRM  | 384                        | 16.3                       | 58.8       | 15.87        | 46.14        | 23.06        | 0.240        | 0.393   | 0.042     | 0.0166 |



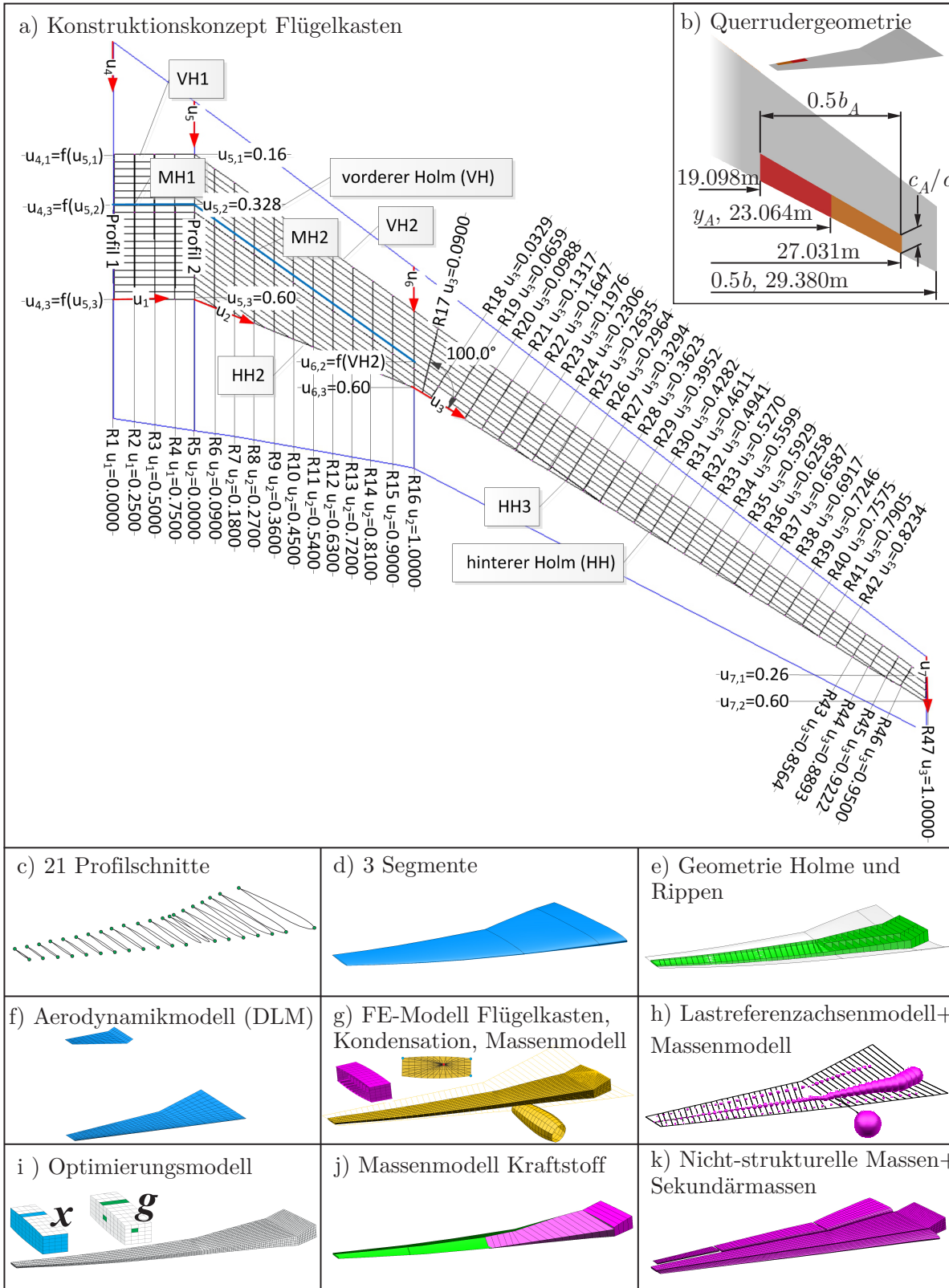


Abbildung 6.15: CRM Modelle der Parametrisierung

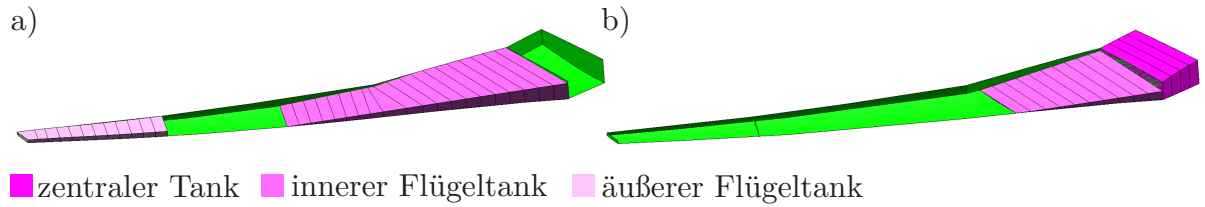


Abbildung 6.16: Verwendete Kraftstoffmassenmodelle, a) 50% Kraftstoff mit Betankung der äußeren Tanks, b) 50% Kraftstoff mit Betankung der inneren Tanks

Tabelle 6.8: Lastfälle für die Dimensionierung des CRM Flügelkastens

| ID | $Ma$  | $h$ [m] | $v$ [kn] | $q_\infty$ [Pa] | $m_{FZ}$ [kg] | $m_{KS}$ | $x_{cg}$ [m] | $n_z$ | $q$ [1/rad] |
|----|-------|---------|----------|-----------------|---------------|----------|--------------|-------|-------------|
| 1  | 0.567 | 0       | 375      | 22795           | 260000        | 107620   | 32.94        | 2.5   | 0.0763      |
| 2  | 0.652 | 0       | 431      | 30111           | 260000        | 107620   | 32.94        | 2.5   | 0.0664      |
| 3  | 0.920 | 7459    | 375      | 22795           | 260000        | 107620   | 32.94        | 2.5   | 0.0515      |
| 4  | 0.990 | 6524    | 431      | 30111           | 260000        | 107620   | 32.94        | 2.5   | 0.0473      |
| 5  | 0.567 | 0       | 375      | 22795           | 195000        | 0        | 32.94        | 2.5   | 0.0763      |
| 6  | 0.652 | 0       | 431      | 30111           | 195000        | 0        | 32.94        | 2.5   | 0.0664      |
| 7  | 0.920 | 7459    | 375      | 22795           | 195000        | 0        | 32.94        | 2.5   | 0.0515      |
| 8  | 0.990 | 6524    | 431      | 30111           | 195000        | 0        | 32.94        | 2.5   | 0.0473      |
| 9  | 0.567 | 0       | 375      | 22795           | 260000        | 107620   | 34.76        | 2.5   | 0.0763      |
| 10 | 0.652 | 0       | 431      | 30111           | 260000        | 107620   | 34.76        | 2.5   | 0.0664      |
| 11 | 0.920 | 7459    | 375      | 22795           | 260000        | 107620   | 34.76        | 2.5   | 0.0515      |
| 12 | 0.990 | 6524    | 431      | 30111           | 260000        | 107620   | 34.76        | 2.5   | 0.0473      |
| 13 | 0.567 | 0       | 375      | 22795           | 195000        | 0        | 34.76        | 2.5   | 0.0763      |
| 14 | 0.652 | 0       | 431      | 30111           | 195000        | 0        | 34.76        | 2.5   | 0.0664      |
| 15 | 0.920 | 7459    | 375      | 22795           | 195000        | 0        | 34.76        | 2.5   | 0.0515      |
| 16 | 0.990 | 6524    | 431      | 30111           | 195000        | 0        | 34.76        | 2.5   | 0.0473      |

Tabelle 6.9: CRM Flügelmassen nach 10 Iterationen des Entwurfsprozesses

| Parameter  | Wert     |
|--|----------|
| <i>Flügelkasten</i>  |          |
| FEM Masse Flügelkasten mit Schnittlastendimensionierung                                | 9041 kg  |
| Masse Flügelkasten nach Optimierung mit Spannungs und Beulrestriktionen                | 9464 kg  |
| Masse Flügelkasten FEM nach Optimierung mit Ruderwirksamkeitsrestriktion               | 9871 kg  |
| zusätzliche Masse durch Fertigungsrandbedingungen (z.B. Übergänge) nach [190]          | 663 kg   |
| zusätzliche Masse durch Flügel-Rumpfübergang [190]                                     | 130 kg   |
| zusätzliche Masse durch Anbringung des Triebwerks [190]                                | 420 kg   |
| zusätzliche Masse durch Landestoßlasten nach [190]                                     | 121 kg   |
| Gesamtmasse Flügelkasten   | 9117 kg  |
| <i>Klappen</i>   |          |
| Vorderkantenklappe   | 1080 kg  |
| zwei Hinterkantenklappen   | 2525 kg  |
| Querruder  | 163 kg   |
| <i>Gesamtmasse eines Flügels</i>   |          |
| gesamter Flügelkasten + Klappen  | 14222 kg |
| <i>Gesamtmasse linker und rechter Flügel / Vergleich mit Massenabschätzungsformeln</i> |          |
| Parametrischer Entwurfsprozess   | 30130 kg |
| Formel aus LTH   | 33144 kg |
| Formel nach TORENBEEK  | 32789 kg |
| Faustformel 12% $m_{ST}$   | 31200 kg |

Tabelle 6.11: Szenarien zur Untersuchung von Rollmanövern mit negativer Querruderwirksamkeit.

| Szenario | $m_{FK}$ [kg] | QR1 | QR2  | Strukturmodell Flügelkasten                    |
|----------|---------------|-----|------|--|
| 1        | 9871.75       | ja  | nein | nach DS3 aus Unterabschnitt 6.2.2              |
| 2        | 9464.41       | ja  | ja   | nach nach DS2 aus Unterabschnitt 6.2.2         |
| 3        | 9707.37       | ja  | ja   | nach DS3* wegen Modifikation von $g_A$ in DS3* |

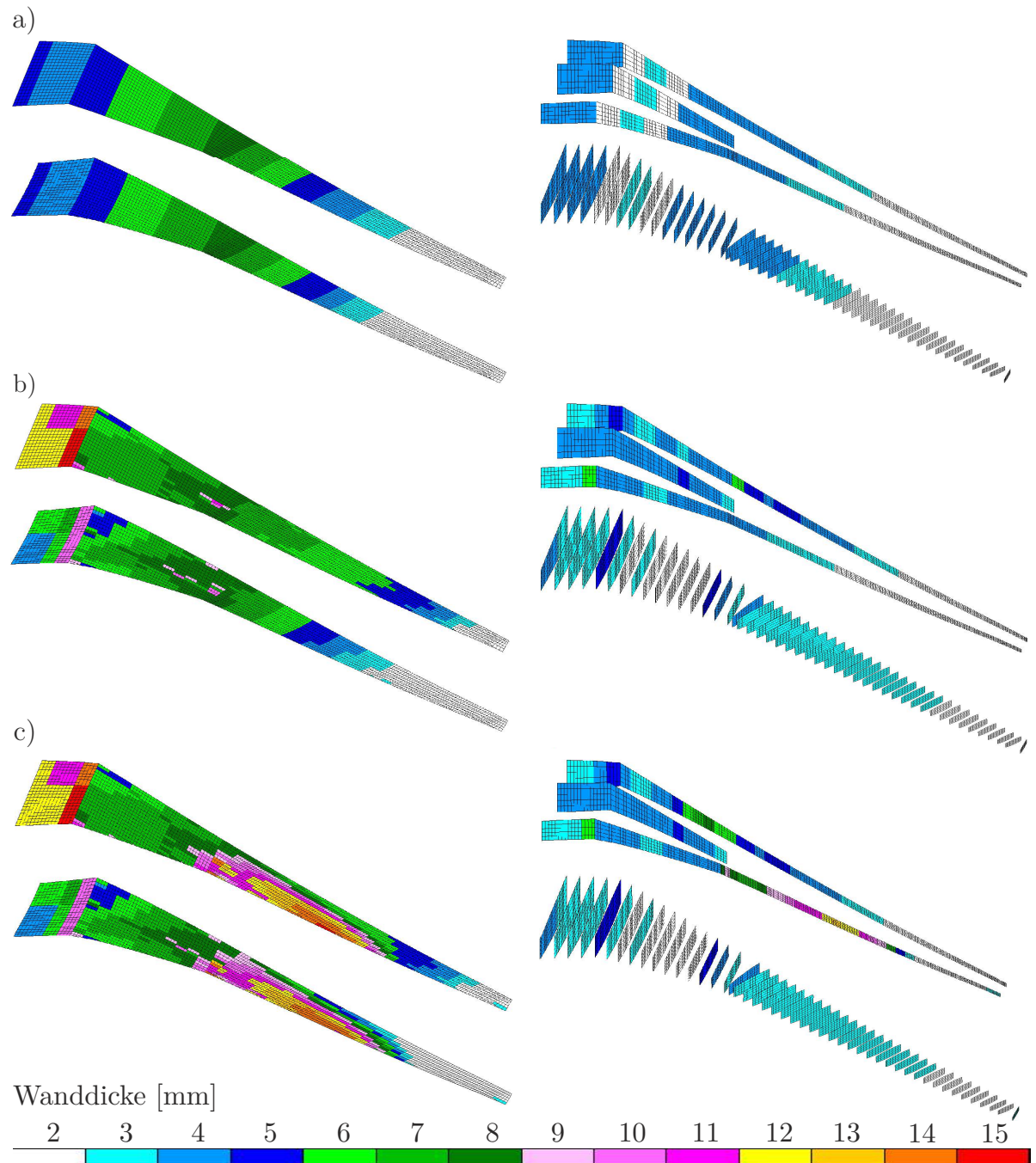


Abbildung 6.17: Wanddicken der Ober- und Unterseite, sowie der Holme und Rippen nach a) Dimensionierung mit Schnittlasten, b) Dimensionierung mit Festigkeits und Beulrestriktionen und c) Dimensionierung mit Ruderwirksamkeitsrestriktion

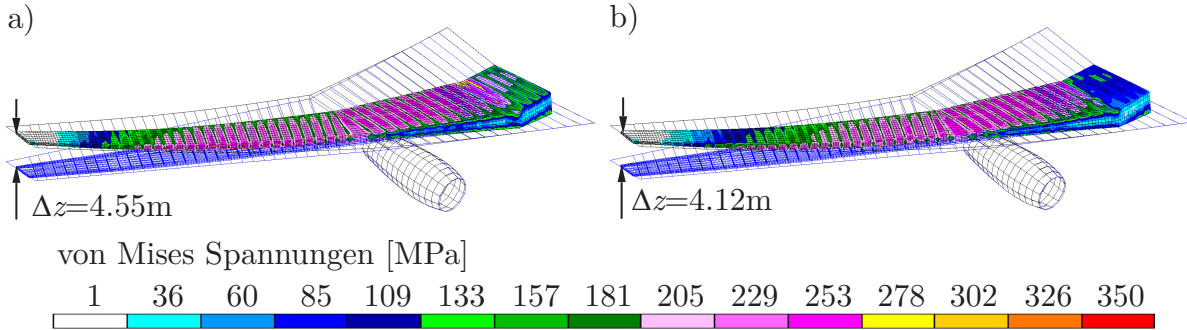


Abbildung 6.18: VON-MISES-Spannungen und Verformungen nach Iteration 10 von Lastfall 1 a) nach Dimensionierungsstufe 1 (analytisch-empirisches Verfahren mit Schnittlasten) und b) nach Dimensionierungsstufe 2 (Strukturoptimierung mit Spannungs- und Beulrestriktionen)

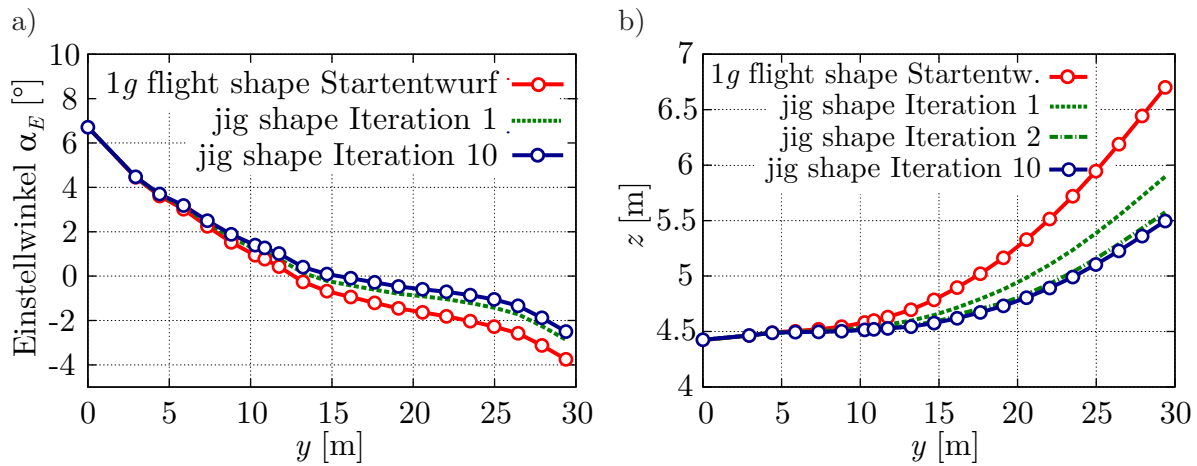


Abbildung 6.19: a) Verdrehungswinkel über die Spannweite, b)  $z$ -Koordinate Vorderkantenpunkte

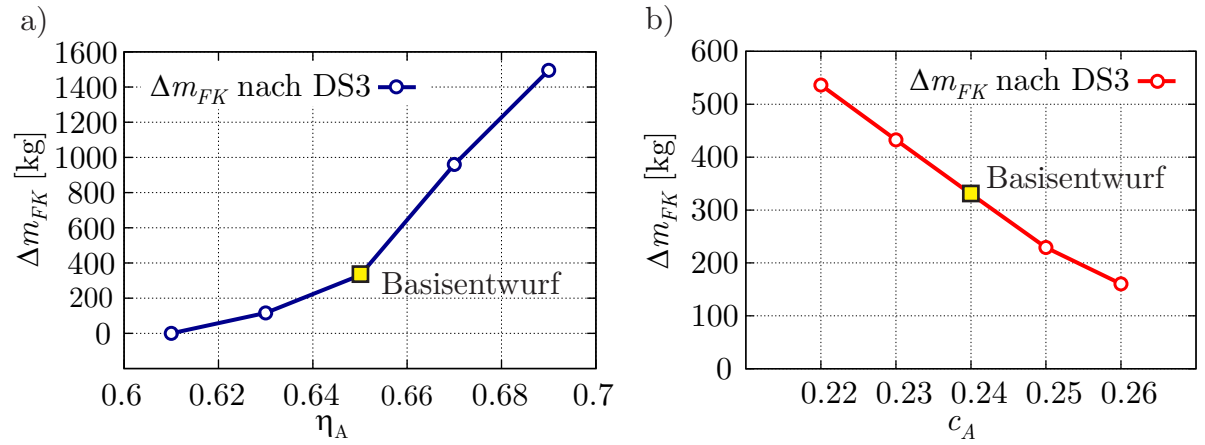


Abbildung 6.23: Zusätzliche Masse durch a) spannweite Verschiebung des Querruders und b) Variation der Querrudertiefe

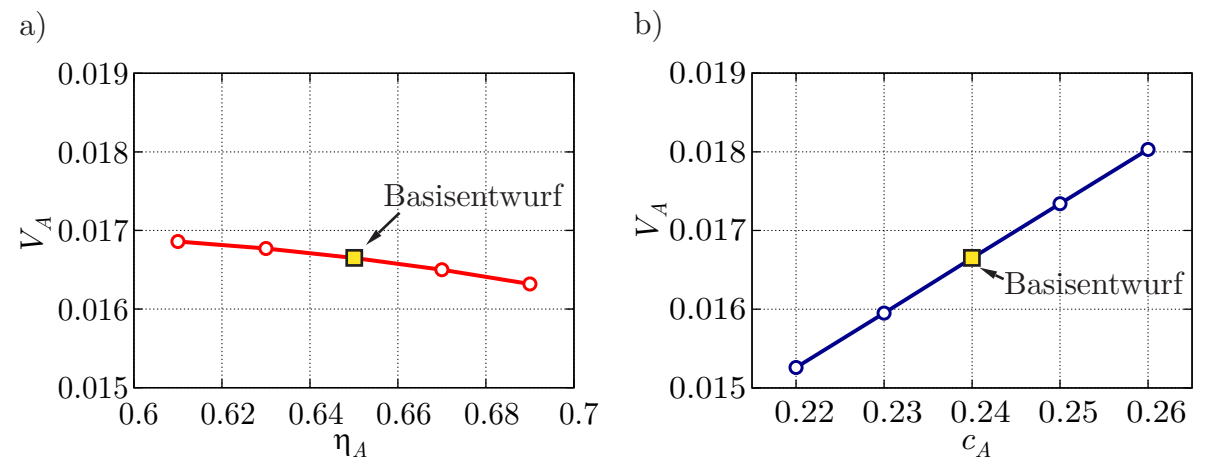
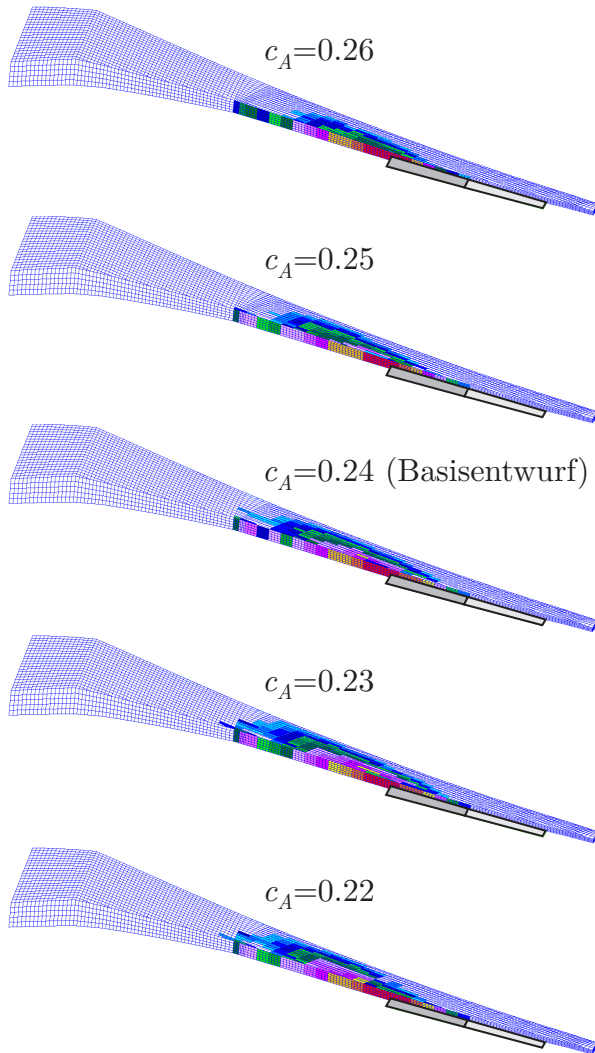


Abbildung 6.24: Querruder Volumen a) Parameterstudie Variation spannweitig, b) Parameterstudie Variation Querrudertiefe

Variation Querrudertiefe  $c_A$



Variation spannweite Position  $\eta_A$

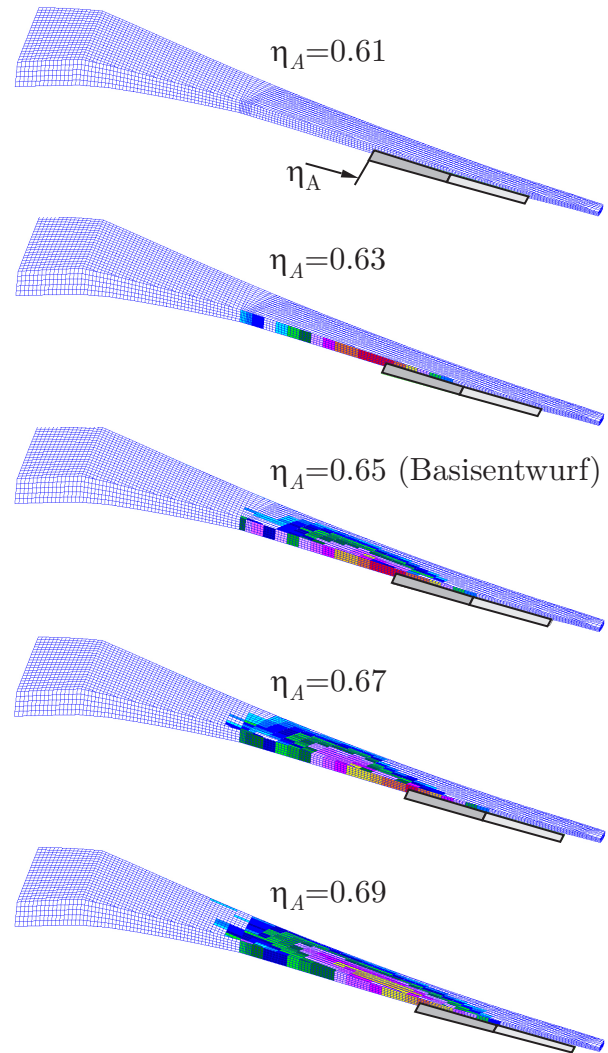


Abbildung 6.25: Aufdickung Flügelkasten für Variationen der Querrudertiefe  $c_A$  und der Querruderposition  $\eta_A$



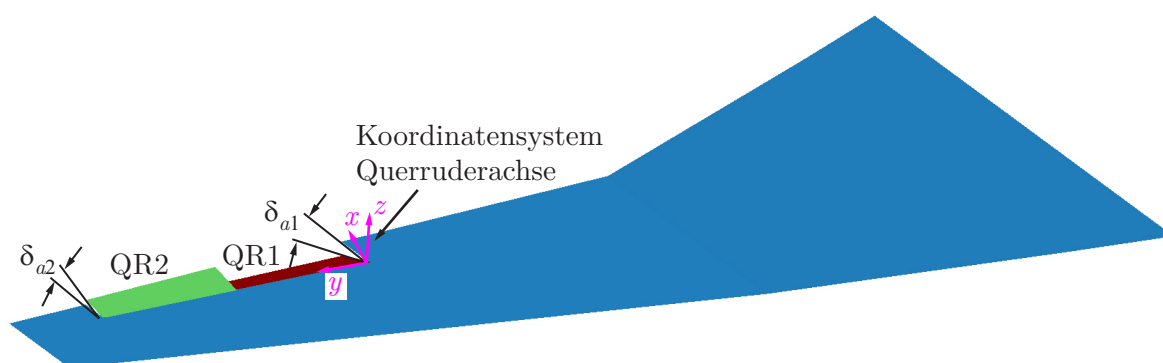


Abbildung 6.26: CRM-Planformgeometrie mit gegensinnig ausgeschlagenen Querrudern

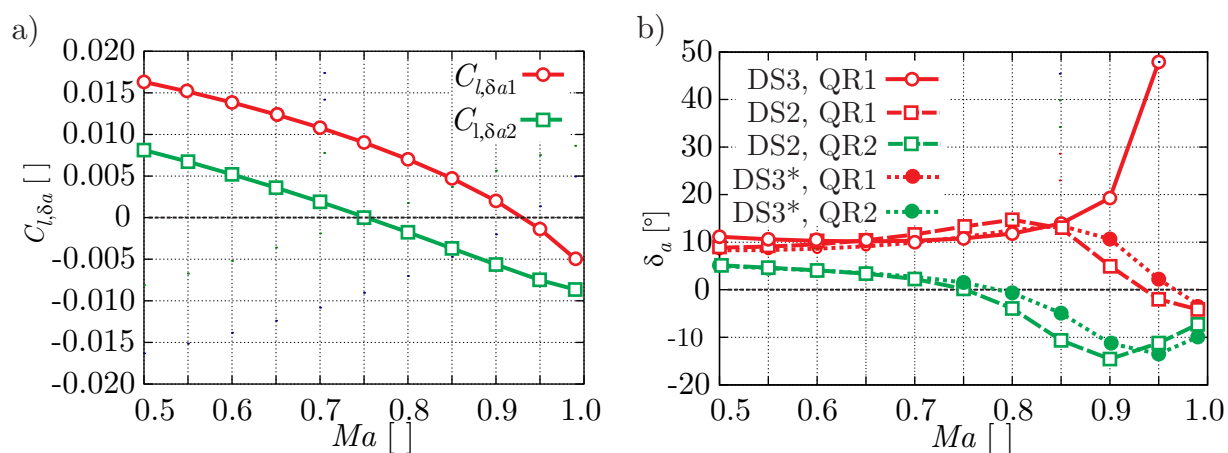


Abbildung 6.27: Von  $Ma$  abhängig: a) Rollmomentenbeiwerte inneres und äußeres Querruder QR1 und QR2 nach DS2, b) Ausschlagwinkel Querruder QR1 und QR2 für 8.57 °/s stationäre Rolle für alle drei Szenarien



## 6.3 Flügel der iGREEN-Konfiguration

Das letzte Anwendungsbeispiel ist der Flügel der iGREEN-Konfiguration. Die iGREEN-Konfiguration basiert auf der im DLR-Projekt LamAiR entwickelten Konfiguration, die auch als LamAiR-Konfiguration bezeichnet wird. Die LamAiR-Konfiguration ist ein Verkehrsflugzeug, das sich hinsichtlich der Transportaufgabe am Airbus A320 orientiert und für ca. 150 Passagiere konzipiert ist. Das Besondere dieser Konfiguration sind die vorwärtsgepfeilten Flügel, die im Projekt LamAiR insbesondere im Hinblick auf optimale laminare Umströmung entworfen wurden. Weitere Merkmale der Konfiguration sind die am Heck des Rumpfes angebrachten Triebwerke und das T-Leitwerk (siehe Abbildung 6.28). Im Unterschied zur LamAiR-Konfiguration ist die iGREEN-Konfiguration ein Flugzeug in Metallbauweise, während die LamAiR-Konfiguration aus Faserverbundwerkstoff besteht. Die iGREEN-Konfiguration ist nach dem gleichnamigen DLR-Projekt benannt. Die wesentlichen Ergebnisse der Arbeiten zur iGREEN-Konfiguration im Projekt iGREEN sind in [101] zusammengefasst. Zu weiteren Veröffentlichungen bzw. Berichten zur LamAiR-Konfiguration siehe [203], [173] und [102].

Im Gegensatz zu den vorherigen Anwendungsbeispielen Untersuchungen zu den Flügeln der D150- und der CRM-Konfiguration steht beim Strukturentwurf des Flügels der iGREEN-Konfiguration die statische Divergenz im Mittelpunkt, eine besondere aeroelastische Problemstellung von vorwärtsgepfeilten Flügeln.



Abbildung 6.28: IGES Geometrie der LamAiR- bzw. iGREEN-Konfiguration

### 6.3.1 Allgemeine Flugzeugparameter

In Tabelle 6.12 sind die allgemeinen Flugzeugparameter aufgelistet. Sie stammen von Entwurfsrechnungen für die LamAiR-Konfiguration mit PrADO und aus der am Projektende bereitgestellten Geometrie der LamAiR-Konfiguration. Da es zwischen der 3-D-Geometrie der LamAiR-Konfiguration im IGES-Format und der in PrADO definierten Geometrie kleine Unterschiede hinsichtlich der Flügel- und Leitwerksposition gibt, wird der ursprünglich von PrADO ermittelte Schwerpunktlagenbereich für die iGREEN-Konfiguration angepasst. Zur Festlegung der vorderen und der hinteren Schwerpunktlage in Abhängigkeit der mittleren Bezugsflügeltiefe (engl. mean aerodynamic chord, MAC) wird die IGES-Geometrie zugrunde gelegt. Der definierte Bereich liegt zwischen 10% und 40% MAC bzw. bei 19.637 m für die vordere und 20.840 m für die hintere Schwerpunktlage.

### 6.3.2 Parametrische Modelle

In Abbildung 6.29 sind die wesentlichen Simulationsmodellbausteine der parametrischen Modellierung abgebildet. Nachfolgend werden diese einzeln für den Flügel der iGREEN-Konfiguration kurz erläutert.

#### Parametrisierung Flügelgeometrie

Die Geometrie der Flugzeugkonfiguration wurde vom Projekt LamAiR für das Projekt iGREEN als IGES-Geometrie für eine spezielle Flügelbauform (jig shape) bereitgestellt. Diese basiert auf einem Flügelstrukturentwurf, der in LamAiR entwickelt wurde. Zum anderen wurde ein Oberflächennetz der Flugzeuggeometrie im Tecplot-Format für einen repräsentativen Flugpunkt für den Reiseflug ( $Ma = 0.78$ ,  $h = 10668$  m,  $C_l = 0.5$ ) zur Verfügung gestellt. Zum Aufbau der Flügeloberflächengeometrie wurden aus dem Oberflächennetz im Tecplot-Format 13 Profilschnitte extrahiert. Neben der Ermittlung der Vorder- und Hinterkantenpunkte wurden die dazugehörigen normierten Profilkordinaten (ohne Einstellwinkel) mit Hilfe von differentialgeometrischen Translations-, Rotations- und Skalierungsoperationen ermittelt, wie sie u.a. in Kapitel 3 erläutert werden. Die Verwindungsverteilung und die  $z$ -Koordinate der Vorderkantenpunkte sind in Abbildung 6.34 dargestellt.

Mit den Vorder- und Hinterkantenpunkten und den normierten Profilkordinaten werden  $B$ -Spline Kurven für die Profilschnitte interpoliert (siehe Abbildung 6.29b). Durch Interpolation der  $B$ -Spline Profilkurven zu  $B$ -Spline Flächen für zwei Segmente wird die Oberflächengeometrie des Flügels parametrisiert. Das erste Segment besteht aus zwei Profilen, die linear interpoliert werden. Für das zweite Segment werden  $B$ -Spline Kurven von zwölf Profilschnitten quadratisch zu einer  $B$ -Spline Fläche interpoliert. Das erste Segment liegt im Bereich des Flügelmittelkastens, das Zweite gilt für den Flügel ab dem Flügel/Rumpf-Übergang bis zur Flügelspitze (siehe Abbildung 6.29c).

Tabelle 6.12: Allgemeine Flugzeugparameter iGREEN-Konfiguration

| Parameter  | Wert                               |
|--|------------------------------------|
| <i>Geometrie Flügel</i>  |                                    |
| Flügelfläche $S_A$   | 132.0 m <sup>2</sup>               |
| Spannweite $b$   | 35.81 m                            |
| Streckung $AR$   | 9.709                              |
| Zuspitzung $\lambda$   | 0.3                                |
| Flügelpfeilung $\varphi_{0\%}, \varphi_{25\%}, \varphi_{50\%}$             | -16.6°, -19.6°, -22.6°             |
| <i>Geometrie Höhenleitwerk</i>   |                                    |
| Höhenleitwerksfläche $S_A^{HLW}$   | 30.5 m <sup>2</sup>                |
| Spannweite $b^{HLW}$   | 12.35 m                            |
| Streckung $AR^{HLW}$   | 5.0                                |
| Zuspitzung $\lambda^{HLW}$   | 0.35                               |
| Pfeilung $\varphi_{0\%}^{HLW}, \varphi_{25\%}^{HLW}, \varphi_{50\%}^{HLW}$ | 32.3°, 28.2°, 23.7°                |
| <i>Massen und Schwerpunktlage</i>  |                                    |
| Betriebsleermasse $m_{BL}$   | 43712 kg                           |
| Maximale Startmasse $m_{ST}$   | 73365 kg                           |
| Maximale Kraftstoffnullmasse $m_{Lt}$                                      | 62962 kg                           |
| Vordere und hintere Schwerpunktlage in %MAC                                | 10-45 %                            |
| <i>Entwurfsgeschwindigkeiten und Flughöhen</i>                             |                                    |
| Reiseflugmachzahl $Ma_{Reise}$   | 0.78                               |
| Bemessungsreisegeschwindigkeit $V_C$ , -machzahl $M_C$                     | 180 m/s, 0.80                      |
| Bahnneigungsfluggeschwindigkeit $V_D$ , -machzahl $M_D$                    | 203 m/s, 0.87                      |
| Reiseflughöhe $h_{Reise}$  | 10000 m                            |
| Maximale Flughöhe $h_{max}$  | 12500 m                            |
| <i>Material</i>  |                                    |
| Aluminum:  |                                    |
| E-Modul $E$  | $7.5 \cdot 10^6$ N/m <sup>2</sup>  |
| G-Modul $G$  | $2.85 \cdot 10^6$ N/m <sup>2</sup> |
| Dichte $\rho$  | 2800 kg/m <sup>3</sup>             |

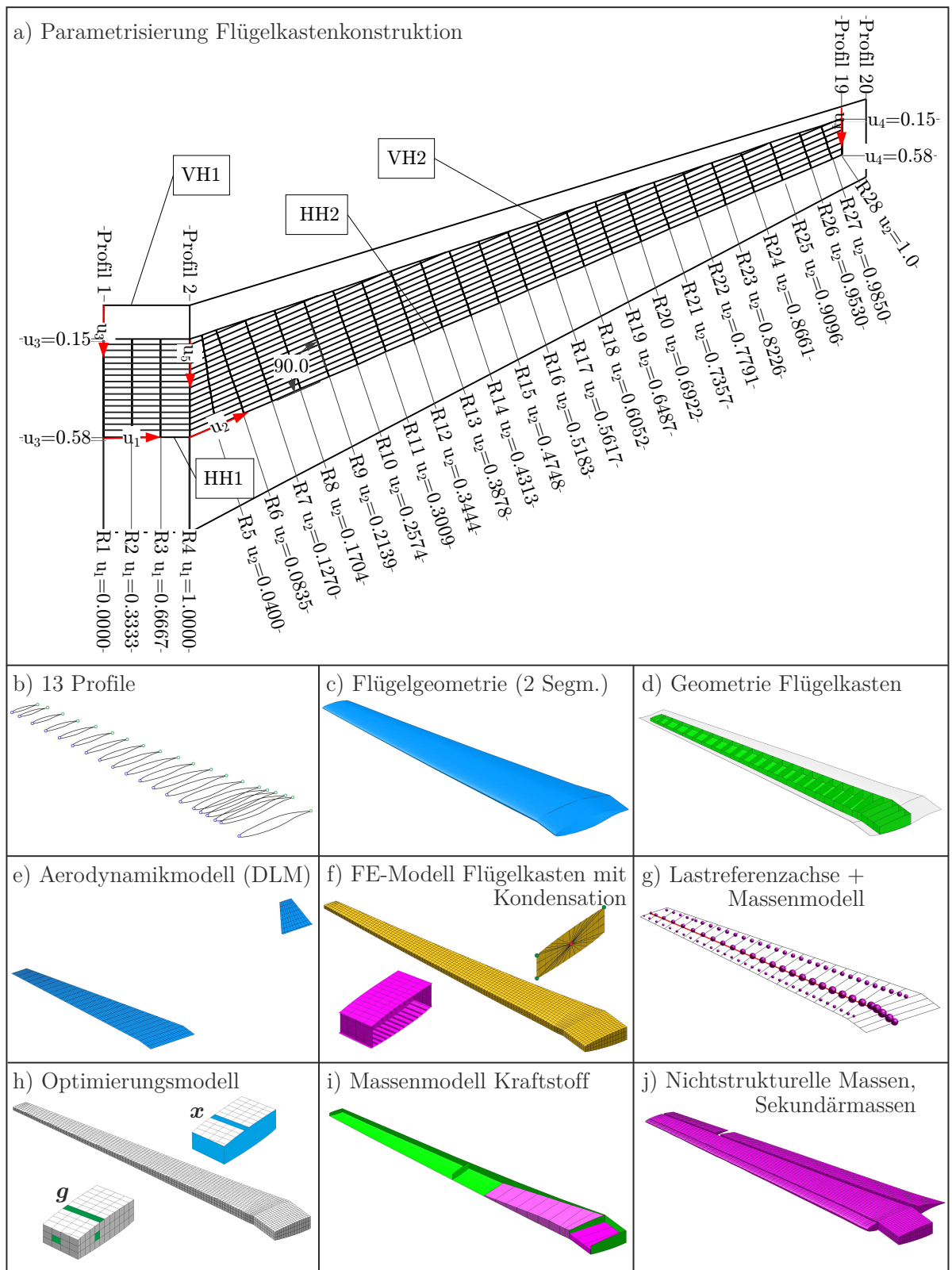


Abbildung 6.29: iGREEN Modelle Parametrisierung

## Aerodynamikmodell

Das verwendete DLM-Modell für MSC.Nastran besteht als Halbmodell für die Konfiguration aus Makropanels für den Flügel und das Höhenleitwerk. Das Modell für den Flügel besteht aus zwei Makroelementen, eines im Bereich des Flügelmittelkastens, das andere für den Flügel ab dem Flügel-Rumpfübergang bis zur Flügelspitze. Da die Rolligenschaften nicht untersucht werden, sind auch keine aerodynamischen Boxen für ein Querruder vorgesehen. Die Berücksichtigung der lokalen Einstellwinkel je Streifen des DLM-Modells geht über den Korrekturvektor  $\mathbf{w}_j^q$  (W2GJ-Matrix in MSC.Nastran) entsprechend Gleichung 4.33 in die Modellierung ein. Zur Berechnung dieser Korrekturfaktoren werden die parametrischen Flächen verwendet, die aus der Interpolation der Profilsehnen aufgebaut werden. Der Flügel besteht aus 200 aerodynamischen Boxen, das Höhenleitwerk aus 30 (siehe Abbildung 6.29e).

## Konstruktionskonzept Flügelkasten

Der tragende Flügelkasten besteht aus einem Vorder- und einem Hinterholm. Der Vorderholm hat einen Abstand von 15% zur Vorderkante, der Hinterholm von 58%. Der Flügelmittelkasten hat 4 Rippen (R1-R4), die in Strömungsrichtung verlaufen und äquidistant am hinteren Holm positioniert sind. Im eigentlichen Flügelkasten sind 24 Rippen untergebracht. Die Rippen R6-R27 sind senkrecht zum hinteren Holmabschnitt HH2 orientiert und über die Parameterkoordinaten in Abhängigkeit von  $u_2$  parametrisiert. Rippe R5 hat einen Orientierungswinkel, der zwischen dem von Rippe R6 und der strömungsparallel orientierten Rippe R4 liegt. Die Abschluss Rippe R28 verläuft wieder strömungsparallel. Der mittlere Rippenabstand beträgt  $d_R = 0.71$  m. Zur Versteifung der Flügelober- und unterseite sind 16 Stringer modelliert, die parallel zum hinteren Holm (HH1 und HH2) verlaufen (siehe auch Abbildung 6.29d). Der Stringerabstand beträgt  $d_{St} = 0.13$  m.

## FE-Modell Flügelkasten

Das FE-Modell des Flügelkastens (Ober- und Unterseite, Holme, Rippen) besteht aus 3859 Knoten und 9537 Elementen. Zwischen den Rippen sind vier Elementreihen auf der Flügelkastenober- und -unterseite modelliert. Die Rippen und Holme haben drei Elemente in der Höhe. Die Anzahl der Elemente in der Flügeltiefenrichtung hängt von der Anzahl der Stringer ab, an der Flügelwurzel sind es 16 und an Flügelkastenspitze sechs. Die Stringer sind als Balken mit Z-Querschnitt modelliert und die Holmgurte haben einen T-Querschnitt. Die inneren Versteifungen der Rippen und Holme werden mit I-Balken modelliert (siehe Abbildung 6.29f).

### Massenmodell Struktur

Das Massenmodell für den Flügel besteht aus dem Massenmodell für den Flügelkasten und dem für die Klappen. Die Masse für den Flügelkasten setzt sich aus der Masse des Flügelkasten FE-Modells sowie zusätzlich abgeschätzten Massen zusammen. Diese berücksichtigen den Flügelrumpfübergang, den Landestoß und Fertigungsrandbedingungen. Die Fertigungsrandbedingungen werden über ein separates FE-Modell für den Flügelkasten als verteilte Massen realisiert, das nur aus Schalenelementen mit 1mm Wanddicke besteht.

Für die Klappen werden vergleichbar zum FE-Modell für den Flügel ebenfalls FE-Modelle aufgebaut, die der Modellierung von verteilten Massen dient. Es wird eine spezifische Flächenmasse nach Berechnungsformeln aus [190] ermittelt und entsprechend die Wanddicken der FE-Modelle für die Klappen so angepasst, dass das Zielgewicht erreicht wird. Die Klappen umfassen eine Vorderkantenklappe, die ein spezifisches Flächengewicht von  $26 \text{ kg/m}^2$  hat. Gegenüber der D150-Konfiguration hat die iGREEN-Konfiguration eine durchgehende Hinterkantenklappe mit einer spezifischen Flächenmasse von  $33.91 \text{ kg/m}^2$ . Im Anschluss an die Hinterkantenklappe ist noch ein Querruder vorgesehen, das ein spezifisches Flächengewicht von  $18.61 \text{ kg/m}^2$  hat. Für die Klappen werden nochmals 5% der Klappenmasse hinzuaddiert, beim Querruder sind es 20%, um Verstärkungen für den Anschluss der Klappen an den Flügelkasten zu berücksichtigen.

### Massenmodelle Kraftstoff

Die iGREEN-Konfiguration hat drei Kraftstofftanks, die ein Volumen von insgesamt 10816 l haben bzw. 8490 kg Kraftstoff aufnehmen können. Es gibt einen zentralen Tank im Flügelmittelkasten (Rippe R1-R4), einen inneren Flügeltank (Rippe 4-16) und einen äußeren Flügeltank (Rippe R16-R23). Für den Entwurfsprozess werden zwei verschiedene Kraftstoffmassenmodelle verwendet. Beide haben eine ähnlich große Masse von ca. 4000 kg, also ca. 50% Befüllung, aber eine unterschiedliche Verteilung. Für Ermittlung der Lasten ist Kraftstoffmasse innen verteilt (siehe Abbildung 6.30a), um so die entlastende Wirkung der Kraftstoffmasse im Flügel zu verringern. Bei der Definition der Lastfälle geht es darum, die größten Lasten zu berücksichtigen. Bei der 1g-Trimmanalyse für den Reiseflug ist die Masse außen verteilt, um die entlastende Wirkung der Kraftstoffmasse zu nutzen (siehe Abbildung 6.30b).

### Dimensionierungsparameter Optimierungsmodell

Die Dimensionierung läuft in drei Schritten ab, entsprechend der Darstellung des Dimensionierungsprozesses im Abschnitt 5.3. Im ersten Schritt (DS1) wird der Flügelkasten abschnittsweise mit den maximalen und minimalen Schnittlasten  $F_z$ ,  $M_x$  und  $M_y$  der 24 Lastfälle dimensioniert. Der zweite und dritte Schritt (DS2, DS3) bestehen aus der Dimensionierung des Flügelkastens mit einem gradientenbasierten Optimierungsalgorithmus. Die Masse des FE-Modells des Flügelkastens ist die zu minimierende Zielfunktion

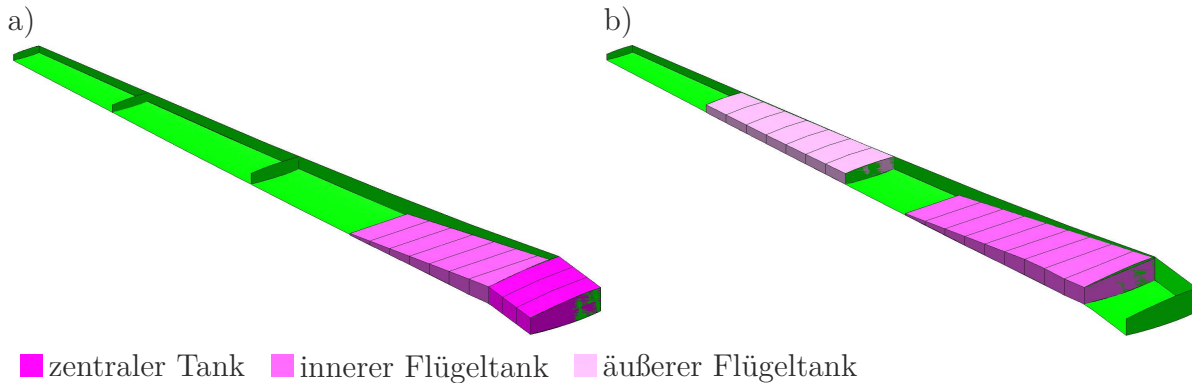


Abbildung 6.30: Verwendete Kraftstoffmassenmodelle, a) 50% Kraftstoff mit Betankung der inneren Tanks, b) 50% Kraftstoff mit Betankung der äußeren Tanks

$f$ . Die Schalelemente zwischen zwei benachbarten Stringern und Rippen, der Holmabschnitte zwischen den Rippen und einer Rippe bilden jeweils eine Entwurfsvariable  $x_i$  des Entwurfsvariablenvektors  $\mathbf{x}$ . Startentwurf von DS2 ist das Dimensionierungsergebnis der ersten Stufe DS1. Eine minimale Dicke von 2 mm ist die untere Grenze für die Entwurfsvariablen. Die Restriktionen sind die VON MISES Spannungen  $\sigma_V$  der Z1 und Z2-Ebenen eines jeden Schalelementes und die Beulsicherheiten  $SF_{BD}$  bzw.  $SF_{BS}$  für ausgewählte Beulfelder und Beulbeanspruchungen (Druck und Schub) entsprechend der im Abschnitt 4.3 vorgestellten analytischen Ermittlung der zulässigen Beulspannungen bzw. der Beulsicherheiten. Die zulässigen Spannungen für Materialversagen werden nach [190] für die Oberseite mit 248 MPa angenommen und für die Unterseite mit 233 MPa.

Im dritten Dimensionierungsschritt (DS3) entsprechen die Zielfunktion  $f$ , die Minimierung der Strukturmasse und die Entwurfsvariablen  $\mathbf{x}$  der Definition aus DS2. In DS3 ist allerdings nur eine Restriktion definiert. Diese Restriktion  $g_D$  ist der Divergenzstaudruck  $q_D$ , der nicht unterschritten werden darf. Es wird der Staudruck  $q_D$  ausgewählt, der zum Kniepunkt der Stabilitätsenveloppe gehört, also dem Schnittpunkt der Äste  $1.15V_D$  und  $1.15M_D$ . Dieser Punkt ist für die iGREEN-Konfiguration durch  $Ma=0.99$  und  $q_D = 30000$  Pa ( $h = 6500$  m) definiert.

In Tabelle 6.13 sind die Anzahl der Entwurfsbereiche für die Schnittlastendimensionierung und der Entwurfsvariablen sowie die Anzahl der Restriktionen für DS2 und DS3 aufgelistet. Der verwendete Optimierungsalgorithmus für DS2 und DS3 ist der Optimierer mit der Methode MMFD.

### 6.3.3 Lastfälle

Für die Dimensionierung der Flügelkastenstruktur werden 24 Lastfälle verwendet, die auf zwölf im Projekt LamAiR definierte dimensionierende Lastfälle basieren. Diese sind

Tabelle 6.13: Übersicht zur Anzahl der Dimensionierungsparameter (DS1) bzw. Optimierungsmodell (DS2, DS3) der iGREEN-Konfiguration

| Beschreibung   | DS1 | DS2    | DS3 |
|--|-----|--------|-----|
| <i>Zielfunktion (nur DS2, DS3)</i>                           |     |        |     |
| Masse Flügelkasten   | 0   | 1      | 1   |
| <i>Entwurfsbereiche (DS1) / Entwurfsvariablen (DS2, DS3)</i> |     |        |     |
| Dicke Schalenelemente Flügelkasten Oberseite                 | 27  | 277    | 277 |
| Dicke Schalenelemente Flügelkasten Unterseite                | 27  | 277    | 277 |
| Querschnittsfläche Balkenelemente Stringer                   | 27  | 0      | 0   |
| Dicke Schalenelemente Holme                                  | 27  | 54     | 54  |
| Querschnittsfläche Balkenelemente Holmgurt                   | 27  | 0      | 0   |
| Dicke Schalenelemente Rippen                                 | 28  | 28     | 28  |
| Total  | 165 | 636    | 636 |
| <i>zulässige Spannungen (DS1), Restriktionen (DS2, DS3)</i>  |     |        |     |
| VON-MISES-Spannung Oberseite (246 MPa)                       | 0   | 60846  | 0   |
| VON-MISES-Spannung Unterseite (233 MPa)                      | 0   | 60816  | 0   |
| VON-MISES-Spannung Holme (246 MPa)                           | 0   | 31104  | 0   |
| VON-MISES-Spannung Rippen (246 MPa)                          | 0   | 47088  | 0   |
| Sicherheitsfaktor Druckbeulen Ober- und Unterseite           | 0   | 60840  | 0   |
| Sicherheitsfaktor Schubbeulen Holme                          | 0   | 15552  | 0   |
| Sicherheitsfaktor Schubbeulen Rippen                         | 0   | 23544  | 0   |
| Rollbeiwert infolge Querruderausschlag                       | 0   | 0      | 1   |
| Total  | 0   | 299808 | 1   |



Tabelle 6.14: Definition Lastfälle für iGREEN-Flügel

| ID | $Ma[]$ | $h$ [m] | $v$ [kn] | $q_\infty$ [Pa] | $m_{FZ}$ [kg] | $m_{KS}$ | $x_{cg}$ [m] | $n_z$  | $q$ [1/rad] |
|----|--------|---------|----------|-----------------|---------------|----------|--------------|--------|-------------|
| 1  | 0.466  | 6100    | 212      | 7081            | 46700         | 0        | 19.64        | 2.807  | 0.1203      |
| 2  | 0.752  | 6100    | 349      | 18407           | 46700         | 0        | 19.64        | 3.511  | 0.1037      |
| 3  | 0.844  | 6100    | 395      | 23198           | 46700         | 0        | 19.64        | 2.524  | 0.0561      |
| 4  | 0.844  | 6100    | 395      | 23198           | 46700         | 0        | 19.64        | -0.524 | -0.0561     |
| 5  | 0.752  | 6100    | 349      | 18407           | 46700         | 0        | 19.64        | -1.511 | -0.1037     |
| 6  | 0.334  | 6100    | 151      | 3641            | 46700         | 0        | 19.64        | 1.000  | 0.0000      |
| 7  | 0.591  | 6100    | 271      | 11383           | 73365         | 8000     | 19.64        | 2.569  | 0.0824      |
| 8  | 0.752  | 6100    | 349      | 18407           | 73365         | 8000     | 19.64        | 2.672  | 0.0690      |
| 9  | 0.844  | 6100    | 395      | 23198           | 73365         | 8000     | 19.64        | 2.500  | 0.0552      |
| 10 | 0.844  | 6100    | 395      | 23198           | 73365         | 8000     | 19.64        | -0.019 | -0.0375     |
| 11 | 0.752  | 6100    | 349      | 18407           | 73365         | 8000     | 19.64        | -1.000 | -0.0826     |
| 12 | 0.445  | 6100    | 202      | 6445            | 73365         | 8000     | 19.64        | -1.000 | -0.1396     |
| 13 | 0.473  | 6100    | 215      | 7277            | 46700         | 0        | 20.84        | 2.807  | 0.1187      |
| 14 | 0.752  | 6100    | 349      | 18407           | 46700         | 0        | 20.84        | 3.511  | 0.1037      |
| 15 | 0.844  | 6100    | 395      | 23198           | 46700         | 0        | 20.84        | 2.524  | 0.0561      |
| 16 | 0.844  | 6100    | 395      | 23198           | 46700         | 0        | 20.84        | -0.524 | -0.0561     |
| 17 | 0.844  | 6100    | 395      | 23198           | 46700         | 0        | 20.84        | -1.511 | -0.0924     |
| 18 | 0.334  | 6100    | 151      | 3641            | 46700         | 0        | 20.84        | 1.000  | 0.0000      |
| 19 | 0.591  | 6100    | 271      | 11383           | 73365         | 8000     | 20.84        | 2.569  | 0.0824      |
| 20 | 0.752  | 6100    | 349      | 18407           | 73365         | 8000     | 20.84        | 2.672  | 0.0690      |
| 21 | 0.844  | 6100    | 395      | 23198           | 73365         | 8000     | 20.84        | 2.500  | 0.0552      |
| 22 | 0.844  | 6100    | 395      | 23198           | 73365         | 8000     | 20.84        | -0.019 | -0.0375     |
| 23 | 0.752  | 6100    | 349      | 18407           | 73365         | 8000     | 20.84        | -1.000 | -0.0826     |
| 24 | 0.445  | 6100    | 202      | 6445            | 73365         | 8000     | 20.84        | -1.000 | -0.1396     |

eine Auswahl der vom Vorentwurfsprogramm PrADO ermittelten dimensionierenden Lastfälle. Es handelt sich dabei um Manöver- und Böenlasten, die mit einer quasi-stationären Trimmanalyse ermittelt werden. Die Flugpunkte der Lastfälle entsprechen den charakteristischen Eckpunkten der  $V - n$ -Diagramme für Manöver und Böen. Das Böen- $V - n$ -Diagramm wird dabei mit der PRATT-Formel aufgestellt. Da bei diesen zwölf Lastfällen nur der Flugpunkt und die Masse definiert sind, wird noch eine vordere und hintere Schwerpunktlage ausgewählt, sodass insgesamt 24 Lastfälle bei der Dimensionierung verwendet werden. In Tabelle 6.14 sind die wesentlichen Parameter der 24 Lastfälle aufgelistet.

Tabelle 6.15: iGREEN Flügelmassen nach 10 Iterationen des parametrischen Entwurfsprozesses

| Parameter   | Wert       |
|---|------------|
| <i>Flügelkasten</i>   |            |
| FEM Masse Flügelkasten mit Schnittlastendimensionierung                       | 2635.51 kg |
| Masse Flügelkasten nach Optimierung mit Spannungs und Beulrestriktionen       | 2536.24 kg |
| Masse Flügelkasten FEM nach Optimierung mit Divergenzrestriktion              | 2536.24 kg |
| zusätzliche Masse durch Fertigungsrandbedingungen (z.B. Übergänge) nach [190] | 254.41 kg  |
| zusätzliche Masse durch Flügel-Rumpfübergang [190]                            | 38.4kg     |
| zusätzliche Masse durch Landestoßlasten nach [190]                            | 118.7 kg   |
| Gesamtmasse Flügelkasten  | 2787.2 kg  |
| <i>Klappen</i>  |            |
| Vorderkantenklappe  | 182.1 kg   |
| Hinterkantenklappe  | 556.2 kg   |
| Querruder   | 50.0 kg    |
| <i>gesamter Flügel</i>  |            |
| gesamter Flügelkasten + Klappen   | 3736.1 kg  |

### 6.3.4 Ergebnisse Basisentwurf

Nachfolgend werden die Ergebnisse des Basisentwurfs des iGREEN-Flügels dargestellt und diskutiert. In Tabelle 6.15 sind die gemittelten Werte für die erzielten Massen für den Flügelkasten und der Klappen als Mittelwert der letzten 5 von 10 Iterationen des Entwurfsprozesses aufgelistet. Dies entspricht der Vorgehensweise, wie beim D150-Flügel. In gleicher Weise wie beim D150-Flügel, zeigt der Entwurfsprozess eine gute Konvergenz hinsichtlich der Masse des Flügelkastens und der Erzielung der Bauformgeometrie (jig shape).

Die Gesamtmasse des iGREEN-Flügels liegt um 13% höher als die des D150-Flügels. Da der D150-Flügel mit  $124 \text{ m}^2$  eine geringere Flügelfläche gegenüber dem iGREEN-Flügel mit  $132 \text{ m}^2$  aufweist, wird auch die Variante V11 des D150-Flügels aus der Planformvariation aus Abschnitt 6.1.3 als Vergleich herangezogen. Die Variante V11 des D150-Flügels hat ebenfalls eine Flügelfläche von  $132 \text{ m}^2$ . Hierbei liegt die Flügelmasse des iGREEN-Flügels nur um 6% höher als der D150-V11 Flügel. Dass die Flügelmasse des vorwärtsgepfeilten Flügels höher ist als die Masse des D150-Flügels oder des D150-V11 Flügels, liegt an den höheren Lasten. Die höheren Lasten können mit der kinemati-

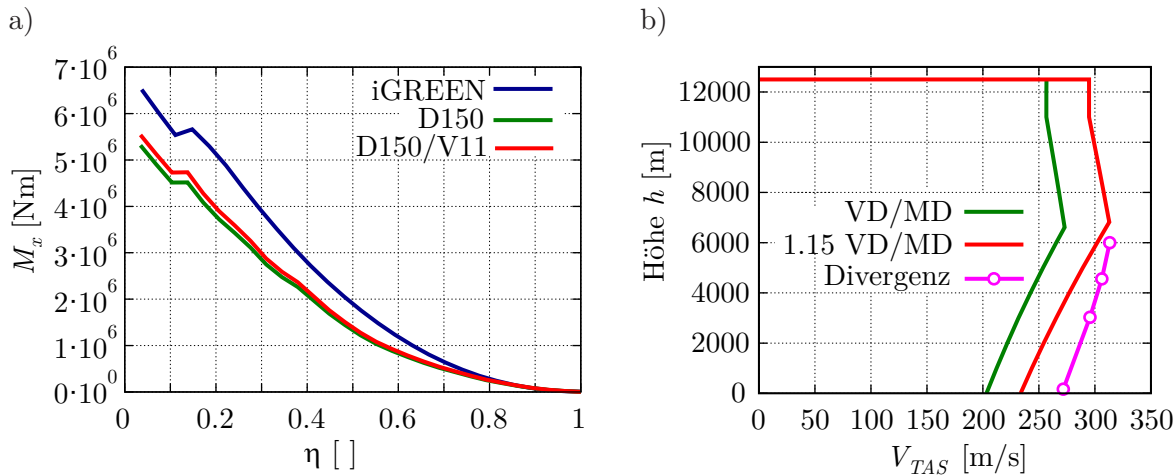


Abbildung 6.31: a) Biegemomentenverlauf für  $M_x$  für iGREEN, D150 und D150-V11, b) Stabilitätsenveloppe und Ergebnisse der Divergenzanalyse

schen Kopplung des Pfeilflügels erklärt werden. Bei nach vorn gepfeilten Flügeln, dreht der Flügel auf und bewirkt eine Lasterhöhung. Die höheren Lasten gehen in der Folge in die Dimensionierung ein und führen zu einem erhöhten Strukturgewicht. Allerdings ist auch anzumerken, dass der Massenzuwachs wesentlich geringer ausfällt, als bei den Ergebnissen von KRONE [99], bei dem die Flügelkastenstruktur nur als Platte modelliert ist (siehe Abbildung 1.1).

Bei der statischen Divergenz zeigen die Ergebnisse, dass der mit Spannungs- und Beulrestriktionen dimensionierte Flügelkasten keine Divergenz innerhalb der Stabilitätsenveloppe aufweist (siehe Abbildung 6.31b). Dies steht in Zusammenhang mit den schon erwähnten erhöhten Lasten, die zu einem torsionssteiferen Flügelkasten führen, der dann wiederum weniger Divergenzprobleme aufweist.

Die in Abbildung 6.32 dargestellte Wanddickenverteilung der Deckhaut, der Holme und der Rippen zeigt, dass die Wanddicken spannweitig von innen nach außen abnehmen. Im Außenbereich ab ca. 80% der Spannweite geht die Wanddicke der Deckhaut auf die Mindestdicke von 2 mm zurück. Bei den Holmen und Rippen ist dies schon ab 70% Spannweite der Fall. Nach der zweiten Dimensionierungsstufe DS2 kommt es im Wesentlichen zu starken Aufdickungen der Deckhaut des Flügelmittelkastens, dem Übergang zum Flügelkasten sowie am Vorderholm. Weiterhin wird die Wanddicke der Deckhaut des Flügelkastens nach innen hin weiter verringert, während sie nach außen ein wenig zunimmt. Die Wanddicke des Vorderholms wird auch außen weiter aufgedickt, während sie am Hinterholm verringert wird. Die Rippen erfahren bei der zweiten Dimensionierungsstufe generell eine Reduktion der Wanddicke.

Bei den Vergleichsspannungen zeigt sich, dass die Spannungen nach der ersten Dimensionierungsstufe im Bereich des Übergangs Flügelkasten/Flügelmittelkasten insbesondere beim vorderen Holm mit 387 MPa für den Lastfall 8 weit über den zulässigen Span-

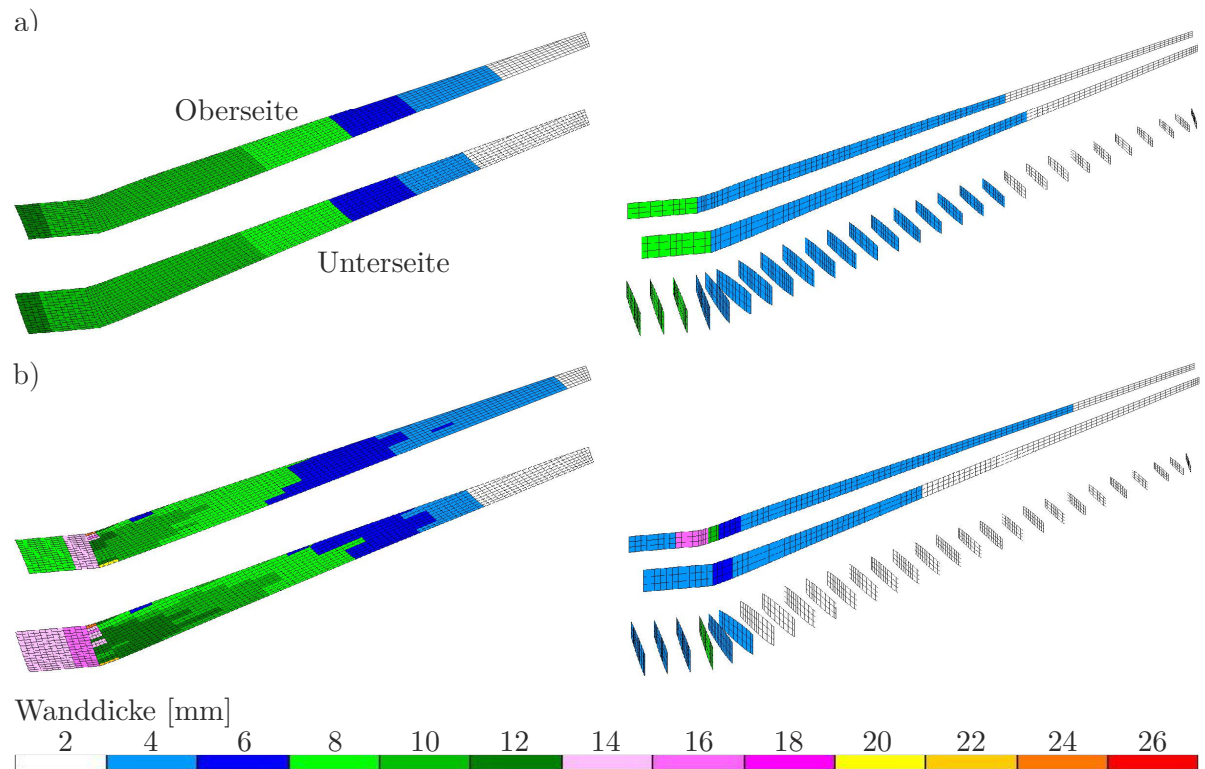


Abbildung 6.32: Wanddicken der Ober- und Unterseite, sowie der Holme und Rippen

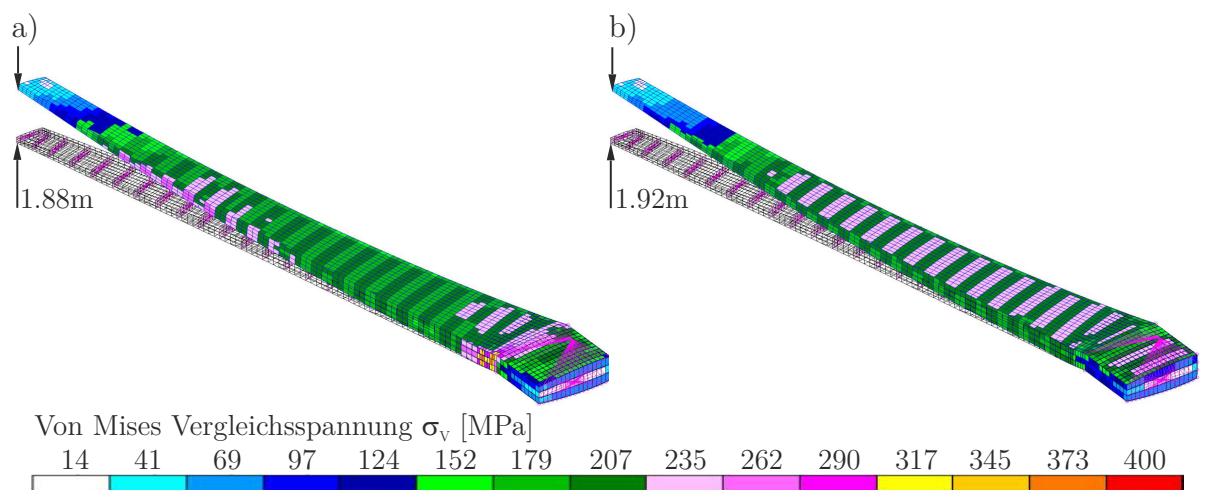


Abbildung 6.33: VON MISES Vergleichsspannungen bei Lastfall 8 für den Flügel a) nach DS1 und b) nach DS2

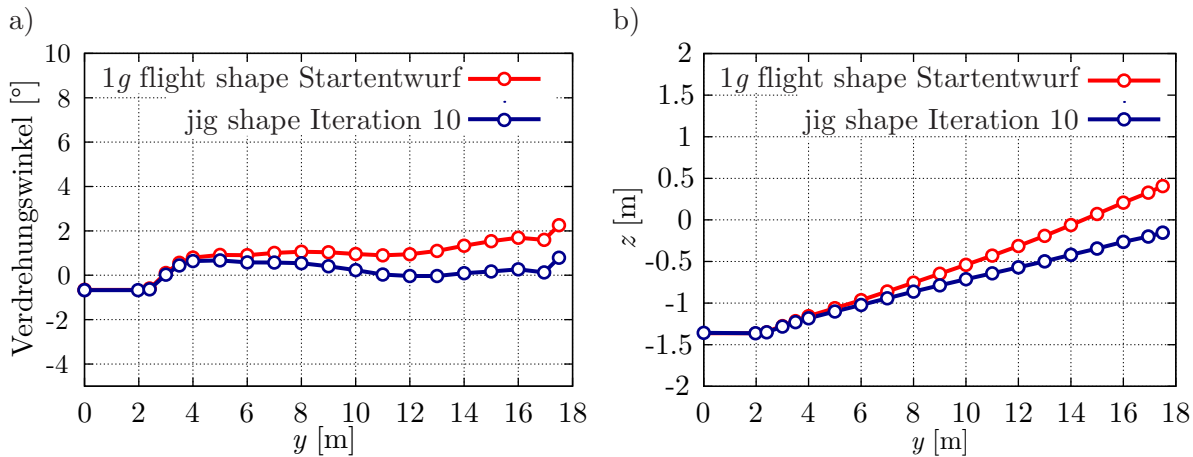


Abbildung 6.34: a) Verwindungsverteilung über die Spannweite, b)  $z$ -Koordinate Vorderkantenpunkte

nungen von 267 MPa liegen. In Abbildung 6.33 sind die VON-MISES-Vergleichsspannungen für Lastfall 8 nach der ersten und der zweiten Dimensionierungsstufe abgebildet. Lastfall 8 ist der Lastfall mit den höchsten Spannungen. Weiterhin liegen die Vergleichsspannungen im Vorderholm im Bereich von ca. 50%-80% der Spannweite über den zulässigen Spannungen. Die Vergleichsspannungen nach der zweiten Dimensionierungsstufe zeigen durch entsprechende Aufdickungen, dass die überhöhten Spannungen nach der ersten Dimensionierungsstufe vor allem im Vorderholm in den zulässigen Bereich gebracht werden. Weiterhin ist in Abbildung 6.33b zu erkennen, dass die Spannungen in der Deckhaut der Flügeloberseite bis zum zulässigen Wert von 267 MPa erhöht sind und so eine bessere Ausnutzung des Materials erzielt wird. Die maximale Verschiebung liegt an der Flügelspitze am Vorderholm, entsprechend dem Aufdrehen des vorwärtsgefeilten Flügels, und erhöht sich leicht von 1.87 m auf 1.92 m von DS1 auf DS2.

In Abbildung 6.34 sind die Verwindungsverteilungen für den 1g Reiseflug und die erzielte Bauformgeometrie (jig shape) dargestellt. Wie erwartet sind die Einstellwinkel der betrachteten Profile der Bauformgeometrie geringer als im Reiseflugzustand (flight shape). An der Flügelspitze beträgt der Winkelunterschied fast 2°. Die maximale  $z$ -Verschiebung beim 1g Reiseflug bei  $Ma = 0.78$  und damit die Differenz zwischen jig- und flight shape, liegt bei 0.65 m. Die  $z$ -Verschiebung für den jig- und den flight shape über die Spannweite ist in Abbildung 6.34b dargestellt.

### 6.3.5 Parameterstudie 1 - Variation der Stringerorientierung

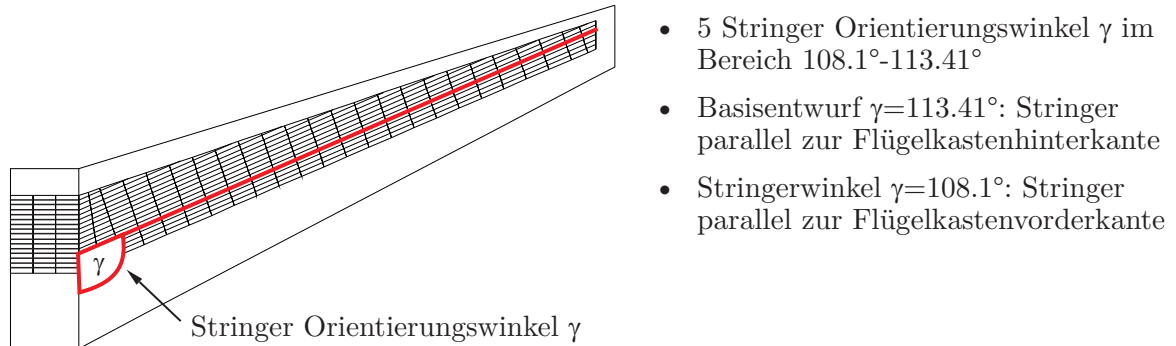


Abbildung 6.35: Parameterstudie zum Orientierungswinkel der Stringer

Bei der Parameterstudie zur Orientierung der Stringer soll untersucht werden, welchen Einfluss die Orientierung der Stringer auf die Strukturdimensionierung des Flügelkastens mit Divergenzrestriktion hat. Die statische Divergenz ist in der dritten Dimensionierungsstufe DS3 als alleinige Restriktion definiert.

Der Parameterbereich der Stringerwinkel geht von vorderkantenparallel verlaufenden Stringern mit  $\gamma = 108$  bis zu Stringern, die parallel zur Hinterkante orientiert sind, mit  $\gamma = 113.41$ . Für fünf verschiedene  $\gamma$  wird der parametrische Entwurfsprozess angewendet (siehe auch Abbildung 6.35). Da die Stringer als gerichtete und parallel verlaufende Versteifungen in der Ober- und Unterhaut des Flügelkastens modelliert sind, führt eine Orientierungsänderung zu anderen Auslaufpunkten der Stringer, und damit auch zu einem neuen FE-Modell, mit einer veränderten Anzahl der Elemente und Knoten. Daher ist ein Neuaufbau von fast allen Simulationsmodellbausteinen erforderlich, da diese vielfach auf FE-Knoten- und Element-Identifikationsnummern basieren oder auf FE-Knoten bzw. Elemente referenzieren.

Aus der Literatur ist keine Veröffentlichung bekannt, bei der eine Untersuchung der Stringerorientierung mit derart vielen Parametervariationen bzw. Stringerwinkeln durchgeführt wurde. Auch ist keine Veröffentlichung bekannt, bei der eine Variation der Stringerorientierung für einen vorwärts gepfeilten Flügel durchgeführt wurde, um die Divergenzproblematik zu adressieren. Lediglich in [159] werden Ergebnisse von Vorstudien zum Airbus A380 hinsichtlich der Wirksamkeitseigenschaften des inneren Querruders für unterschiedliche Strukturkonzepte gezeigt, u.a. wird dort auch die Stringerorientierung variiert. Das Ergebnis dieser Untersuchung ist, dass Stringer parallel zum Vorderholm in Verbindung mit einem mit aeroelastic tailoring Methoden dimensionierten Flügelkasten zu einer Verbesserung der Querrudereigenschaften führt.

Die Ergebnisse für die Flügelkastenmasse zeigen, dass der Basisentwurf mit Stringern parallel zum hinteren Holm die geringste Masse hat. Mit abnehmendem Stringerwinkel nimmt die Flügelkastenmasse  $m_{FK}$  zu, wobei ab einem Stringerwinkel von  $\gamma = 109.4$

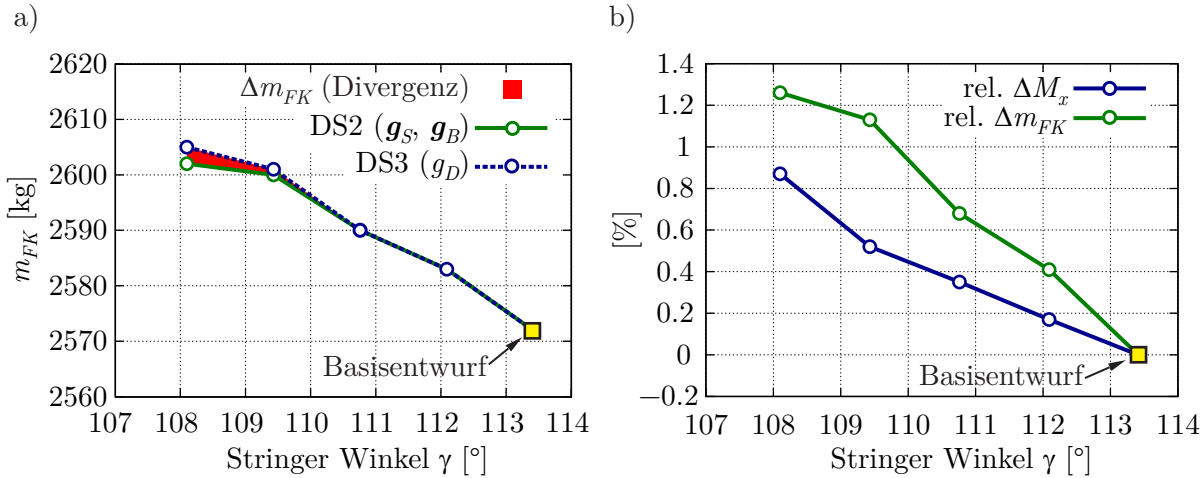


Abbildung 6.36: Ergebnisse Variation Stringerorientierung

die Divergenz, definiert als Restriktion in der dritten Dimensionierungsstufe DS3, zu einer erhöhten Masse führt. Allerdings ist der Massenzuwachs in DS3 bei Stringern, die parallel zum Hinterholm verlaufen, mit 2.7 kg (entspricht ca. 0.1% Flügelkastenmasse) nicht besonders hoch (siehe Abbildung 6.36a).

Abbildung 6.36b zeigt, dass die Erhöhung der Masse bei abnehmendem Stringerwinkel  $\gamma$  auf eine Erhöhung der Lasten zurückgeführt werden kann. So nimmt das Wurzelbiegemoment  $M_x$  mit abnehmendem Stringerwinkel stetig um insgesamt 1% zu, während der Massenzuwachs des Flügelkastens bei ca. 1.3% liegt. Trotz Erhöhung der Masse und der damit verbundenen Zunahme der Torsionssteifigkeit führt die Divergenzrestriktion ab einem Stringerwinkel von  $\gamma = 109.4$  zu einer, wenn auch geringen, Zunahme des Strukturgewichts des Flügelkastens.

### 6.3.6 Parameterstudie 2 - Variation der Holmpositionen

Bei der zweiten Parameterstudie zum iGREEN-Flügel wird die Lage des vorderen und des hinteren Holms verschoben. Dies geschieht durch prozentuale Variation des Holmabstandes (siehe Abbildung 6.37). Bei der Festlegung der Lagen des vorderen und des hinteren Holms spielt zum einen das benötigte Volumen für den Kraftstoff eine Rolle, der größtenteils im Flügelkasten untergebracht ist. Zum anderen spielt die Größe und die Bauweise der Hochauftriebshilfen bzw. des Querruders eine Rolle. Für die Vorderkante sind das die sogenannten Vorflügel (engl. slats) und für die Hinterkante die Klappen (engl. flaps).

Beim vorderen Holm werden 16 Holmpositionen mit dem minimalen Abstand von 10% bis zum maximalen Abstand von 25% von der Flügelvorderkante untersucht. In [125] wird ein Bereich von 12% bis 17% angegeben, wobei anzumerken ist, dass es Flugzeuge gibt, wie der Airbus A320 oder die G550 von Gulfstream, bei denen der vordere Holm



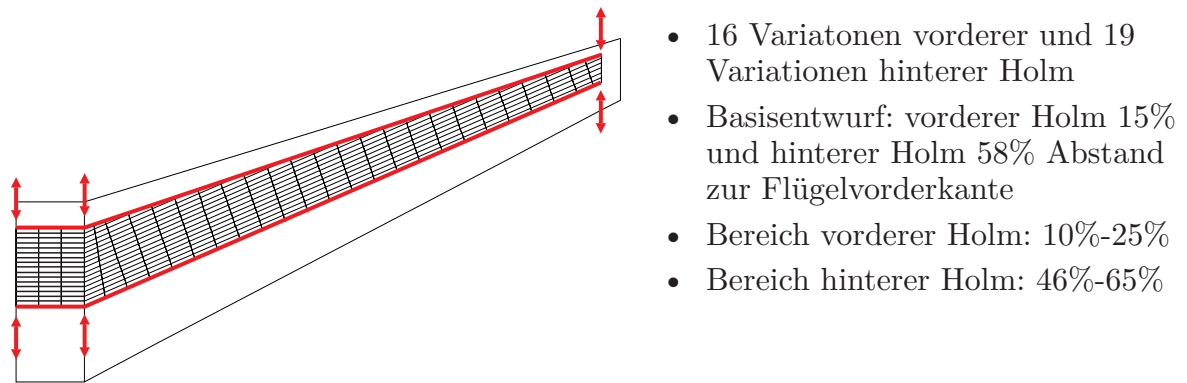


Abbildung 6.37: Parameterstudie zur Positionierung der Holme

nahezu parallel zur Vorderkante verläuft. Das bedeutet beim Airbus A320 Flügel, dass der vordere Holm am Flügel-Rumpfübergang nach [150] einen prozentualen Abstand von 10.6% und an der Flügelspitze von 28.6% von der Vorderkante hat.

In Abbildung 6.38a) ist die optimierte Flügelkastenmasse  $m_{FK}$  über der relativen Lage des Vorderholms dargestellt. Die minimale Flügelkastenmasse liegt im Bereich von 15% bis 20%. Abgesehen von minimalen Schwankungen, wird in diesem Bereich ein nahezu konstantes und minimales Flügelkastengewicht erzielt. Ab 15% Abstand von der Vorderkante in Richtung 10% ist ein Anstieg des Flügelkastengewichtes festzustellen, ebenso ab ca. 20% Abstand bis 25%. Ab ca. 20% Abstand des Vorderholms zur Vorderkante und größer bewirkt die Divergenzrestriktion eine Erhöhung der Masse.

Im Rahmen der Parameterstudie für den Hinterholm werden 19 Holmpositionen im Abstand von 46% bis 65% von der Flügelvorderkante betrachtet. Als sinnvoller Bereich für die Lage des hinteren Holms wird nach [125] ein Abstand von 55% bis 60% zur Vorderkante angegeben. In Abbildung 6.38b) ist die optimierte Flügelkastenmasse über dem relativen Abstand des hinteren Holms von der Vorderkante dargestellt. In vergleichbarer Weise wie beim Vorderholm, gibt es einen Bereich mit nahezu gleichem und minimalem Flügelkastengewicht; dieser liegt zwischen 47% und 53%. Bei kleiner werdendem Abstand zum vorderen Holm steigt das Gewicht an, ebenso für einen Holmabstand größer als 53%. Bei größer werdendem Holmabstand ist der Gewichtsanstieg überproportional und mit einem Anstieg der zusätzlich benötigten Masse von über 200 kg im Bereich von 53% bis 68% erheblich. Die Divergenzrestriktion in DS3 spielt bei der Variation der Position des Hinterholms keine Rolle.

Insgesamt zeigen beide Parametervariationen, dass es einen Bereich von Holmlagen gibt, bei denen das Gewicht nahezu konstant minimal ist. Da das optimierte Flügelkastengewicht auch von der Bauhöhe abhängt, und diese wiederum von der Profilierung, ist es sinnvoll bei Änderungen der aerodynamischen Geometrie eine entsprechende Parameterstudie durchzuführen, um eine optimale Holmlage zu ermitteln. Die Divergenzrestriktion  $g_D$  spielt nur bei der Variation des Vorderholms eine Rolle, der Massenzuwachs



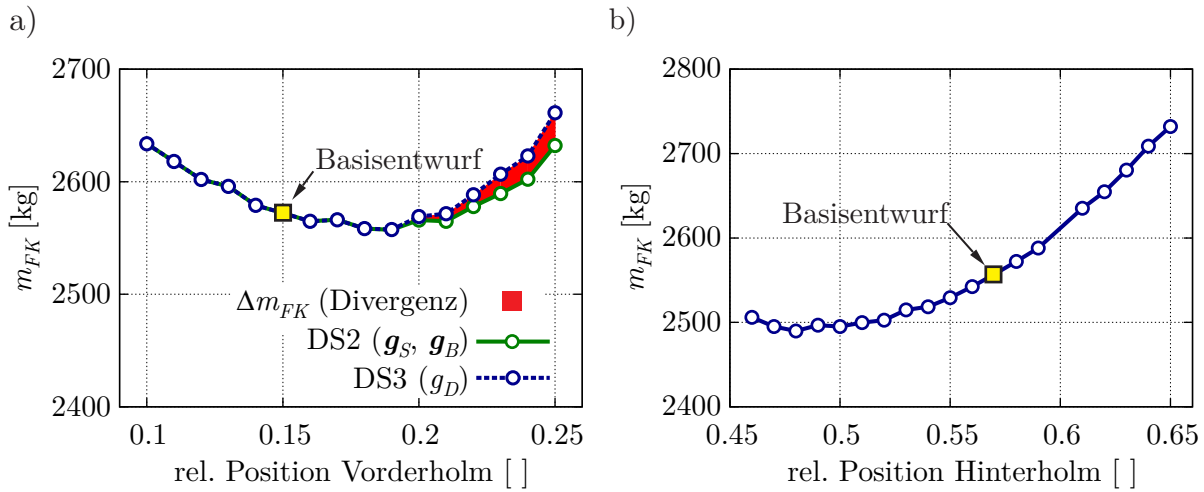


Abbildung 6.38: a) Variation Position vorderer Holm, b) Variation Position hinterer Holm

von ca. 30 kg bei der 25% Abstand zur Vorderkante ist aber relativ gering.

### 6.3.7 Parameterstudie 3 - Variation der Flügelpfeilung

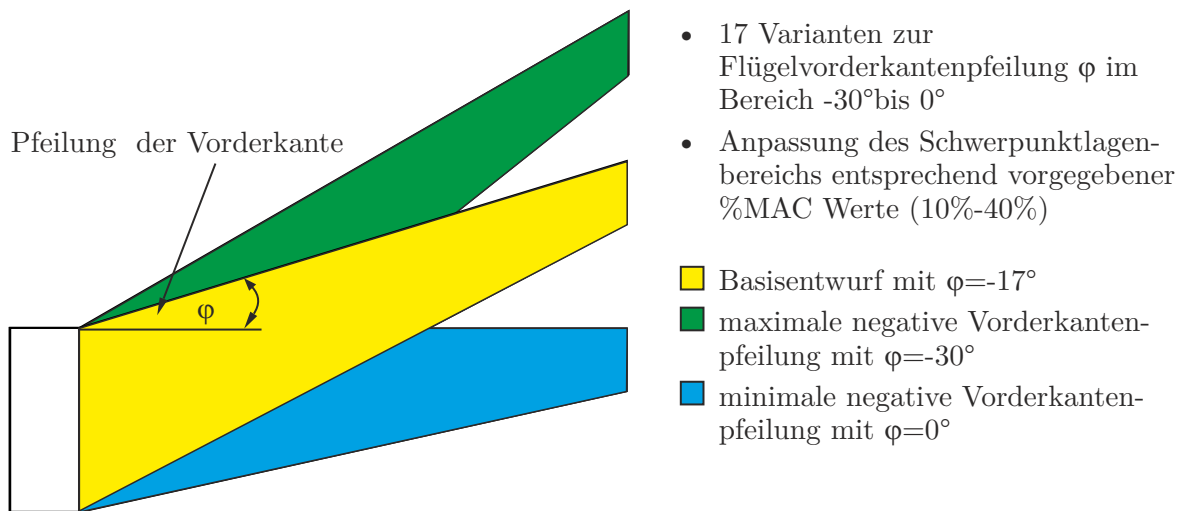


Abbildung 6.39: Parameterstudie zur Vorderkantenpfeilung

Innerhalb der dritten Parameterstudie für den iGREEN-Flügel wird die Vorderkantenpfeilung des Flügels variiert, wobei das definierte Strukturkonzept trotz der damit verbundenen großen geometrischen Variationen beibehalten werden kann. Dadurch, dass

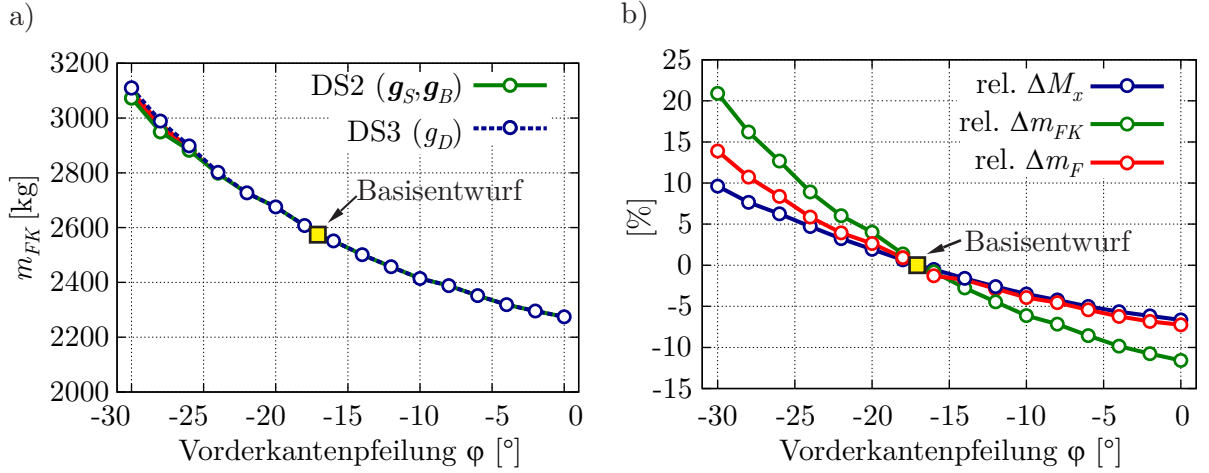


Abbildung 6.40: Ergebnisse Variation Flügelpfeilung

die Rippen einen definieren Winkel zum Hinterholm haben, ist das Strukturkonzept, also die Anordnung der Holme, Rippen und Stringer, auch nach Variation der Flügelpfeilung geeignet. Die Vorderkantenpfeilung  $\varphi_{0\%}$  wird in einen Bereich von  $-30^\circ$  bis  $0^\circ$  variiert, der Basisentwurf hat einen Pfeilungswinkel von  $-17^\circ$  (siehe Abbildung 6.39).

Durch Variation der Vorderkantenpfeilung ist auch eine Änderung  $x$ -Position des Flügels oder des Schwerpunktlagenbereichs vorzunehmen, da sich durch die geänderte Pfeilung auch die Neutralpunktlage des Flügels ändert. Diese ist aber für den Basisentwurf auf den Schwerpunktlagenbereich abgestimmt. Da die vordere und hintere Schwerpunktlage als relativer Bereich der mittleren Flügeltiefe (engl. mean aerodynamic chord) definiert ist (siehe Tabelle 6.12), werden die  $x$ -Koordinaten der Schwerpunktlagen entsprechend angepasst.

Die resultierenden Flügelmassen zeigen, dass die Flügelkastenmasse mit abnehmendem Pfeilungswinkel nichtlinear progressiv zunimmt. Die Divergenzrestriktion führt aber erst ab einem Pfeilungswinkel von  $\varphi_{0\%} = -28$  zu einem geringfügig erhöhten Strukturgewicht des Flügelkastens. Das ansonsten ansteigende Strukturgewicht bei zunehmender negativer Flügelpfeilung kann mit den erhöhten Lasten begründet werden. Bei zunehmendem negativen Pfeilungswinkel nimmt die geometrisch bedingte Biege-Torsionskopplung ebenfalls zu, also das Aufdrehen des Flügels, was wiederum eine Erhöhung der Lasten nach sich zieht. Dieses führt in der Folge zu einer erhöhten Torsionssteifigkeit des Flügelkastens, insbesondere im Außenbereich, und dadurch zu einer Erhöhung des kritischen Divergenzstaudruckes.

Die zusätzliche Aufdickung aufgrund der Divergenzrestriktion ist in Abbildung 6.41 für die Vorderkantenpfeilungswinkel  $-28^\circ$  und  $-30^\circ$  dargestellt. Das Zentrum der Materialaufdickung liegt bei ca. 70% der Halbspannweite im vorderen Bereich der Deckhaut und am vorderen Holm und reicht spanntweitig abnehmend nach außen bis ca. 90% und nach innen bis ca. 35%. Die Größe des verstärkten Bereiches ist bei beiden Varianten

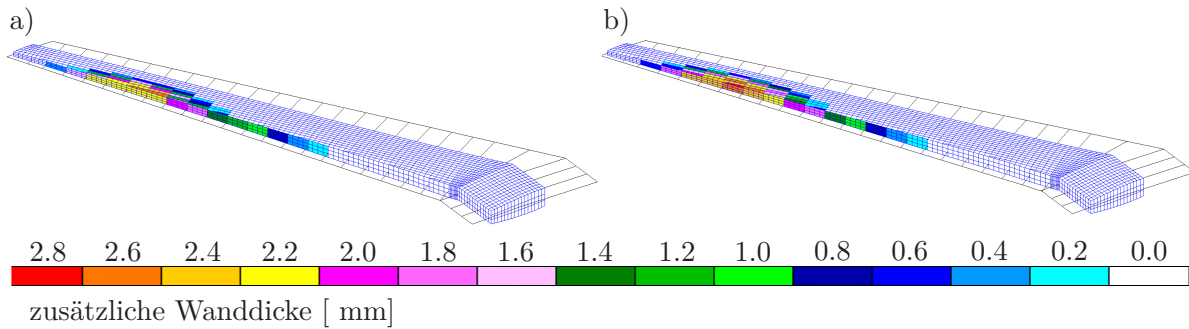


Abbildung 6.41: Zusätzliche Verstärkung des Flügelkastens infolge Divergenzrestriktion für a)  $-28^\circ$  und b)  $-30^\circ$  Variante

ungefähr gleich groß.

Der Massenzuwachs mit zunehmendem negativen Pfeilungswinkel fällt allerdings wesentlich geringer aus als die Ergebnisse einer ähnlichen Flügelpfeilungsstudie in der Arbeit von KRONE [99]. Dort verdreifacht sich die Masse der Flügelkastendeckhaut nahezu im Bereich der Flügelpfeilung von  $0^\circ$  bis  $-35^\circ$  für einen generischen Flügel, der sich hinsichtlich seiner Planformgeometrie am Lockheed Star Jet orientiert. Aus Gründen der Vereinfachung wird bei KRONE mit dem NACA 63-006 ein vergleichsweise dünnes Profil mit 6% Profildicke verwendet, zudem liegt der Hinterholm mit 80% Abstand zur Vorderkante vergleichsweise weit hinten und schließlich besteht das eigentliche Strukturmodell für den Flügelkasten nur aus der Modellierung der Deckhäute und Füllmaterial dazwischen als Platte. Dies insgesamt betrachtet deutet auf ein inhärent torsionsweiches Strukturmodell hin. Das Strukturmodell des iGREEN-Flügels orientiert sich demgegenüber an realen Bauweisen, im Hinblick auf die Profildicken, die Holmlagen sowie die Lastannahmen und die Dimensionierungskriterien.

Beim iGREEN-Flügel liegt die Gewichtszunahme demgegenüber zwischen  $0^\circ$  und  $30^\circ$  für die Flügelgesamtmasse bei ca. 20%. Bereits bei Tischler [188] wird darauf hingewiesen, dass beim Einsatz von Strukturoptimierungsmethoden die Zunahme der Masse mit zunehmendem negativem Pfeilungswinkel nicht so erheblich ausfällt. Allerdings handelt es in [188] um einen generischen Kampfflugzeugflügel und Divergenz wird als Restriktion dort nicht behandelt. Weiterhin wird in [106] gezeigt, dass der Massenzuwachs zur Vermeidung von Divergenz beim gleichen Flügel wie bei [188] unter Berücksichtigung einer realistischen aeroelastischen Stabilitätsenveloppe vergleichsweise gering ist.



## 7 Zusammenfassung und Ausblick

In der vorliegenden Arbeit wurde der Einfluss der statischen aeroelastischen Anforderungen beim Strukturentwurf von Flugzeugflügeln mit einem parametrischen Entwurfsprozess untersucht. Das Besondere der Aufgabenstellung sind die Verwendung praxis- bzw. konstruktionsnaher Strukturmodelle auf der einen Seite sowie die Durchführung von Parametervariationen, die für den Konzeptentwurf bzw. frühen Vorentwurf üblich sind, auf der anderen Seite.

Daher wurde ein parametrischer Entwurfsprozess entwickelt, bei dem die beteiligten unterschiedlichen Simulationsmodelle über sogenannte Simulationsmodellbausteine parametrisch aufgebaut werden. Der Entwurfsprozess besteht aus dem parametrischen Aufbau der Simulationsmodelle, der Lastanalyse sowie der Dimensionierung. Ferner kann bei gegebener Flügelgeometrie, die für den Reiseflug optimiert wurde, die Flügelbauformgeometrie, entsprechend der neu dimensionierten Struktur aufgebaut werden (siehe Kapitel 2).

Bei den Simulationsmodellen handelt es sich im Wesentlichen um das Strukturmodell für den tragenden Flügelkasten, das als Finite-Elemente-Modell ausgeführt ist, und das Aerodynamikmodell für den Flügel. Da die Strukturmodelle möglichst konstruktionsnah sein sollen, also die wesentlichen Strukturkomponenten praxisnah modelliert sind, wird der Aufbau eines parametrischen Geometriemodells zur Repräsentation der Strukturkomponenten entwickelt. Dieses ist die Basis für den Aufbau des Strukturmodells für den Flügelkasten. Die wesentlichen Geometriefunktionen sind *B*-Splines als Kurven und Flächen.

Die Lasten werden über quasi-stationäre Trimmanalysen für ausgewählte Flugpunkte bzw. Massenkongfigurationen ermittelt. Die Querruderwirksamkeit und der Divergenzstaudruck werden für den dimensionierten Flügelkasten berechnet. Im Fall, dass Ruderumkehr und Divergenz innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe auftreten, wird das Strukturmodell unter Berücksichtigung der Ruderwirksamkeit und der Divergenz als Restriktion nachdimensioniert. Bei der Dimensionierung werden ein empirisch-analytisches Verfahren und Strukturoptimierungsmethoden mit gradientenbasierten Optimierungsalgorithmen angewandt.

### **Flügelkastenmasse bezogen auf die Flügelgesamtmasse bei Parametervariationen**

Der Einfluss der Querruderwirksamkeitsanforderungen wird anhand der Flügel der D150- und der CRM-Konfiguration untersucht. Die Untersuchungen zur Planformvariation hinsichtlich der Streckung und der Flügelfläche des D150-Flügels zeigen, dass mit zu-

nehmender Flügelstreckung die strukturelle Verstärkung der Flügelkastenstruktur wegen unzureichender Querruderwirksamkeit ebenfalls ansteigt. Die benötigte zusätzliche Masse wie die Ausdehnung des Bereiches, der verstärkt wird, werden größer. Ein Ergebnis dieser umfangreichen Parametervariation ist auch, dass der prozentuale Anteil der Flügelkastenmasse im Vergleich zur Flügelgesamtmasse bei den Varianten mit gleicher Flügelstreckung nahezu konstant ist. Mit größer werdender Flügelfläche steigt ferner die zusätzliche Masse durch die Querruderwirksamkeitsanforderungen an.

### **Bereiche der Strukturverstärkung aufgrund Ruderwirksamkeits- und Divergenzrestriktion**

Die Bereiche, die verstärkt werden, sind beim Flügel der D150-Konfiguration, wie auch bei der CRM-Konfiguration ähnlich. Diese beginnen am hinteren Holm spannweitig am Anfang des Querruders und ziehen sich diagonal nach innen über die Deckhaut nach vorn. Bei einer großen Ausdehnung geht dieser Bereich bis zum vorderen Holm.

### **Stringervariation bei vorwärts- und rückwärtsgefeilten Flügeln**

Die Variation der Stringerorientierung beim CRM-Flügel und beim iGREEN-Flügel zeigt, dass die Stringerorientierung beim vorwärtsgefeilten Flügel eindeutig am günstigsten ist, wenn die Stringer parallel zum vorderen Holm orientiert sind. Dies führt zu einer Erhöhung der Torsionssteifigkeit, die wiederum eine Abminderung der Lasten bewirkt. In der Folge ergibt die Strukturdimensionierung niedrigere Strukturmassen.

Bei rückwärtsgefeilten Flügeln ist die Empfehlung für eine Stringerorientierung nicht eindeutig. Stringer parallel zum vorderen Holm erhöhen zwar die Torsionssteifigkeit des Flügels und verbessern damit die Querrudereigenschaften, sie mindern aber auch den positiven Effekt des zudrehenden Flügels hinsichtlich der Lasten ab. Um letztlich eine Empfehlung geben zu können welche Stringerorientierung günstiger ist, sollte das gesamte Rollsteuerungskonzept in Verbindung mit den Möglichkeiten der aktiven Lastabminderung herangezogen werden, so z.B. der Einsatz von Spoilern.

Sowohl beim vorwärts- als auch beim rückwärtsgefeilten Flügel bietet der Einsatz von Faserverbundwerkstoff weitere Möglichkeiten, den Strukturentwurf zu verbessern.

### **Massenanstieg wegen statischer aeroelastischer Anforderungen**

Die Bewertung des prozentualen Massenanstiegs aufgrund der Querruderwirksamkeitsanforderungen zeigt, dass der Einfluss der Flügelstreckung  $AR$  am größten ist. So liegt der Massenanstieg beim D150-Flügel für  $AR = 12.0$  und einer Flügelfläche von  $S_A = 140 \text{ m}^2$  bei fast 25%. Die Verschiebung des Querruders in spannweiter Richtung zeigt beim CRM-Flügel eine Erhöhung der Strukturmasse um ca. 15% für die äußerste Querruderposition. Auf der einen Seite wird bei den jeweiligen Parameterstudien für den D150- und den CRM-Flügel der Hebelarm vergrößert. Auf der anderen Seite wirkt sich

---

die abnehmende Torsionssteifigkeit in Richtung Flügelspitze mit zunehmender zusätzlicher Masse zur Verstärkung der Struktur aus, um ausreichende Querruderwirksamkeit zu erzielen. Die geringsten Massenanstiege aufgrund der statischen aeroelastischen Anforderungen zeigen sich beim Flügel der iGREEN-Konfiguration. Allerdings erfährt der vorwärtsgepfeilte Flügel der iGREEN-Konfiguration ohnehin höhere Lasten im Vergleich zu einem Flügel gleicher Größe mit rückwärtiger Pfeilung, sodass die bei den dadurch schon torsionssteiferen Strukturen die Divergenz nur in einem kleinen Bereich am Kniepunkt der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe auftritt.

### **Divergenz und Flügelpfeilung**

Der Einfluss der Pfeilung auf die Erhöhung des Strukturgewichts infolge Divergenz ist niedriger als es Veröffentlichungen wie z.B. die von KRONE [98] zu dieser Fragestellung vermuten lassen. Die Gründe hierfür liegen im Wesentlichen an drei Aspekten. Der erste ist, dass ein Flügel gemäß den Zulassungsvorschriften innerhalb der aeroelastischen Stabilitätsenveloppe divergenzfrei sein muss, und nicht darüber hinaus. Das Aufstellen einer realistischen aeroelastischen Stabilitätsenveloppe ist wichtig, um die Ergebnisse der Divergenzanalyse sinnvoll zu bewerten. Der zweite Aspekt ist, dass die Vorwärtspfeilung zu erhöhten Lasten führt und diese wiederum eine Erhöhung der Strukturmasse bewirkt. Diese zieht ihrerseits eine größere Torsionssteifigkeit des Flügelkastens nach sich. Und drittens ist bei der quantitativen Bewertung der Strukturmasse von Flügeln zu beachten, dass das Gewicht der reinen tragenden Struktur etwas mehr als die Hälfte des Flügelgesamtgewichtes ausmacht. Ein Aufwuchs der Masse des Flügelkastens relativiert sich bei der Betrachtung der gesamten Flügelmasse.

### **Holmvariation und Divergenz**

Die Variation der Holme, des vorderen und des hinteren Holms des Flügels der iGREEN-Konfiguration zeigt, dass es für die vordere wie für die hintere Holmposition Bereiche mit etwa gleichen Strukturgewichten gibt. Beim vorderen Holm liegt dieser Bereich bei der iGREEN-Konfiguration bei ca. 15-20%, während beim hinteren Holm der Bereich bei 46-53% liegt. Da diese Werte von den jeweiligen Bauhöhen, also der Profilcharakteristik abhängig sind, ist eine Untersuchung für jeden Flügelentwurf erneut durchzuführen. Allerdings zeigt diese Untersuchung damit auch, dass es einen Spielraum bei der Lage der Holme gibt. Die wesentlichen Kriterien bei der Wahl der Holmlage sind das benötigte Volumen im Inneren des Flügelkastens für den Kraftstoff und die festgelegten Größen für die Steuerflächen und Hochauftriebssysteme. Weiterhin zeigt diese Parametervariation, dass die Divergenz als Restriktion überhaupt nur beim vorderen Holm eine Rolle spielt und dies auch erst außerhalb des sinnvollen Bereichs für die Lage des vorderen Holms.

### Variation Querruderposition und Querrudertiefe

Die spannweite Verschiebung des Querruders und die Variation der Querrudertiefe beim Flügel der CRM-Konfiguration zeigen zum einen, dass die spannweite Verschiebung eine größere Auswirkung auf das zusätzlich benötigte Strukturgewicht hat. Allerdings zeigt diese Untersuchung auch, dass der Parameter des Querrudervolumens  $V_A$  und die in der Literatur angegebenen Werte für eine Rollsteuerung mit außen angebrachten Querrudern wenig geeignet sind. Es ist vielmehr zu empfehlen, individuelle Parameterstudien für eine Flügelgeometrie durchzuführen, um eine optimale Querrudergröße bzw. Querrudertiefe zu ermitteln.

### Negative Steuerflächenwirksamkeit

Die Zulassung von negativer Ruderwirksamkeit beim Strukturentwurf des Flügels der CRM-Konfiguration hat gezeigt, dass es möglich ist, bei Flügeln mit zwei Querrudern, eines für den Nieder- und eines für den Hochgeschwindigkeitsbereich, vorgeschriebene Rollraten mit den Querrudern zu erzielen. Insbesondere operiert das äußere Querruder dann bei höheren Geschwindigkeiten im Ruderumkehrbereich. Dadurch kann die Verstärkung der Flügelkastenstruktur reduziert werden, die ansonsten die nötig gewesen wäre, um die Rollraten im Hochgeschwindigkeitsbereich alleinig durch das innere Querruder zu bewirken. Diese Untersuchung zeigt die prinzipielle Möglichkeit dieser Art der Rollsteuerung und ein dadurch in Aussicht gestelltes Gewichtseinsparungspotenzial. Um allerdings belastbare Aussagen zu dieser Thematik treffen zu können, sind weitergehende Untersuchungen nötig. Diese sollten die Berücksichtigung von Spoilern bei der Rollsteuerung umfassen, ebenso wie die Verbesserung der aerodynamischen Analyse durch Korrekturdaten. Schließlich sind die von der Zulassung geforderten Rolleigenschaften im gesamten Flugbereich und für verschiedene Massenkfigurationen zu prüfen.

### Fazit

Die in der vorliegenden Arbeit durchgeführten Untersuchungen haben gezeigt, dass es sinnvoll ist, die statischen aeroelastischen Anforderungen möglichst frühzeitig im Entwurfsprozess zu adressieren. Weiterhin hat sich der Aufwand eines umfassenden Parametrisierungskonzeptes für einen parametrischen Entwurfsprozess gelohnt, um die zu untersuchenden Auswirkungen der statischen aeroelastischen Anforderungen an möglichst praxis- und konstruktionsnahen Strukturmodellen zu zeigen. Ferner ist die Verwendung eines parametrischen Entwurfsprozesses dann von Vorteil, wenn umfassende Parametervariationen durchgeführt werden sollen. Dabei eignet sich insbesondere der Einsatz von parametrischen Ansatzfunktionen aus dem CAGD wie den  $B$ -Splines, um die Geometrie von Flügel und Flügelkasten parametrisch zu definieren bzw. daraus die Simulationsmodelle zu erhalten. Die Anwendung von Strukturoptimierungsmethoden bei der Dimensionierung der Struktur hat sich als gut einsetzbar bewährt. Die Weiterentwicklung



---

eines solchen Prozesses hin zu Gesamtflugzeug-Simulationsmodellen, der Berücksichtigung verbesserter Aerodynamik und weitergehender Möglichkeiten der Simulation (z.B. Böenlasten, Manöver mit Triebwerkeinfluss und Flugsteuerung) erscheinen für zukünftige Untersuchungen vielversprechend.



# Literaturverzeichnis

- [1] EASA Type-Certificate Data Sheet No. EASA.A.064 for Airbus A318 – A319 – A320 – A321, 6 June 2012.
- [2] ABRAMOWSKI, S. und H. MÜLLER: *Geometrisches Modellieren*. B.I.-Wissenschaftsverlag, Mannheim, Wien, Zürich, 1991. ISBN: 3-411-14491-2.
- [3] ALBANO, E. und W. P. RODDEN: *A Doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows*. AIAA Journal, 7(2):279–286, Feb. 1969.
- [4] ALTENKIRCH, D., D. BÖHNKE, S. CUMNUANTIP, S. F. F. HEINECKE, T. KLIMMEK, R. LIEPELT, C. LIERSCH, G. LOOYE, B. NAGEL, T. OTTEN und T. ZILL: *VAMP - Final Report of Work Package 1- Sensitivity Analysis of the Multidisciplinary Aircraft Design Workflow*. Institutsbericht IB-328-2011-13, DLR, 2011.
- [5] AMES, B.: *DT\_NURBS Spline Geometry Subprogram Library, Theory Document, Version 3.6*. United State Navy, Naval Surface Warfare Center/Carderock Division, Bethesda, MD (USA), 1998. prepared by Boeing Shared Service Group.
- [6] APPEL, A.: *Detecting and Rendering Intersections of Complex Surfaces*. IBM Technical Disclosure Bulletin, (18):3527–3529, 1976.
- [7] ARENDSSEN, P.: *Final Report of the GARTEUR Action Group (SM)AG-21 on “Multi Disciplinary Wing Optimisation”*. Technical Report NLR-TR-2001-557, NLR, Nov. 2001.
- [8] BAIER, H., C. SEESSELBERG und B. SPECHT: *Optimierung in der Strukturmechanik*. Nr. ISBN-10: 3528088990. Vieweg, 1994.
- [9] BARNHILL, R., G. FARIN, M. JORDAN und B. PIPER: *Surface/surface intersection*. Computer Aided Geometric Design, S. 285–307, 1987.
- [10] BARTELS, R., J. BEATTY und B. BARSKY: *An Introduction to Splines for Use in Computer Graphics and Geometric Modeling*. Morgan Kaufmann Publishers, 1987.
- [11] BEER, R.: *Multidisziplinäre Optimierung von zylinderförmigen Gußbauteilen mit mehreren Zielvorstellungen*. Dissertation, Universität Siegen, 1996. Bericht Nr. T11-08.96.

- [12] BELLENDIR, K.: *Strukturanalyse und optimale Auslegung zylindrischer Composite-Schalen unter nichtrotationssymmetrischer Belastung*. Dissertation, Universität Siegen, 1993. Bericht Nr. T03-07.93.
- [13] BERRY, P. und R. GOLDMAN: *Algorithms for Progressive Curves: Extending B-Spline and Blossoming Techniques to the Monomial, Power, and Newton Dual Bases*. In: GOLDMANN, R. und T. LYCHE (Hrsg.): *SIAM Conference on Knot Insertion and Deletion Algorithms for B-Spline Modeling*, Tempe, 1989.
- [14] BERTRAM, A., M. DEGENER, A. SCHENK und R. UGARTE: *Standschwingversuche am Flugversuchsträger ATTAS*. Interner Bericht IB-232-84-C04, DLR, Institut für Aeroelastik, 1985.
- [15] BETTEBGHOR, D., C. BLONDEAU, D. TOAL und H. ERES: *Bi-Objective Optimization of Pylon-Engine-Nacelle Assembly: Weight vs. Tip Clearance Criterion*. Structural and Multidisciplinary Optimization, 48:637–652, 2013.
- [16] BÉZIER, P.: *Degenerate Surfaces and Particularity about Three-Sided Patches*. Techn. Ber., Renault, 1975.
- [17] BISPLINGHOFF, R., H. ASHLEY und R. HALFMAN: *Aeroelasticity*. Dover Publications, Aug. 1996. ISBN: 0-48669189-6.
- [18] BLETZINGER, K.: *Formoptimierung von Flächentragwerken*. Dissertation, Institut für Baustatik, Universität Stuttgart, 1990. Bericht Nr. 11.
- [19] BÖHM, W.: *Inserting New Knots in a B-Spline Curve*. Computer-Aided Design, (12):199–201, 1980.
- [20] BÖHM, W., G. FARIN und J. KAHMANN: *A Survey of Curve and Surface Methods in CAGD*. Computer Aided Geometric Design, (1):1–60, 1984.
- [21] BÖHM, W., J. HOSCHEK und H.-P. SEIDEL: *Mathematical aspects of Computer Aided Geometric Design*. In: ARTIN, M., H. KRAFT und R. REMMERT (Hrsg.): *Duration and Change - Fifty Years at Oberwolfach*, S. 106–138. Springer-Verlag, 1994.
- [22] BOTKIN, M.: *Shape Optimization for Plate and Shell Structures*. AIAA Journal, 20(2):268–273, Feb. 1982.
- [23] BRAIBANT, V. und C. FLEURY: *Shape Optimal Design Using B-Splines*. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, (44):247–267, 1984.
- [24] BRÅMÅ, T. und R. ROSENGREN: *Applications of Structural Optimization Software in the Design Process*. Journal of Aircraft, 27(12):1057–1059, Dec. 1990.

- [25] BROADBENT, E. G.: *Aeroelastic Problems in Connection with High-Speed Flight*. Journal of the Royal Aeronautical Society, 60:459–475, July 1956.
- [26] BRODERSEN, O. und A. STÜRMER: *Drag Prediction of Engine-Airframe Interference Effects using Unstructured Navier-Stokes Calculations*. In: *In Proceedings of 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 11-14 June 2001, Anaheim, California*, 2001.
- [27] BROYDEN, C. G.: *The Convergence of a Class of Double Rank Minimization Algorithms*. Journal of the Institute of Mathematics and Its Applications, 6:76–90 and 222–231, 1970.
- [28] BRUHN, E.: *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*. Nr. ISBN-13: 978-0961523404. Tri-State Offset Company, (USA), 1973.
- [29] BÜHLMEIER, J. und S. DIRMEIER: *Anforderungen an Aeroelastische Analysen im Entwicklungsprozess von Regionalflugzeugen*. In: *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 23-26 Sept 2002, Stuttgart (Germany)*, Nr. DGLR-2002-006. DGLR, 2002.
- [30] BÉZIER, P.: *Numerical Control*. John Wiley and Sons, New York, London, Sydney, Toronto, 1972. translated by A.R. Forrest and Anne F. Pankhurst.
- [31] CARMICHAEL, D.: *Structural Modelling and Optimization: A General Methodology for Engineering and Control*. Nr. ISBN-13: 978-0853122838. John Wiley & Sons, New York, Chichester, Brisbane, Toronto, 1981.
- [32] CAVAGNA, L., S. RICCI und L. RICCOBENE: *A Fast Tool for Structural Sizing, Aeroelastic Analysis and Optimization in Aircraft Conceptual Design*. In: *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Palm Springs (CA), 4 – 7 May 2009.
- [33] CAVAGNA, L., S. RICCI und L. RICCOBENE: *Structural Sizing, Aeroelastic Analysis, and Optimization in Aircraft Conceptual Design*. Journal of Aircraft, 48(6):1840–1855, Nov.–Dec. 2011.
- [34] CHARLTON, E.: *An Octree Solution to Conservation-laws over Arbitrary Regions (OSCAR) with Application to Aircraft Aerodynamics*. Dissertation, University of Michigan, 1997.
- [35] CHEN, D.: *Application of Multidisciplinary Analysis and Optimization on Structural Optimization of Commercial Supersonic Transport*. In: *AVT-173 Virtual Prototyping of Affordable Military Vehicles Using Advanced MDO, NATO RTO, ACT 27th Panel Business Week, Sofia, May 16-20, 2011*, 2011. Boeing.

- [36] COHEN, E., L. LYCHE und R. RIESENFELD: *Discrete B-Spline and Subdivision Techniques in Computer Aided Geometric Design and Computer Graphics*. Computer Graphics and Image Processing, (14):87–111, 1980.
- [37] COONS, S.: *An Outline of the Requirements for a Computer-Aided Design System*. Techn. Ber. TM-169, Massachusetts Institute of Technology (MIT), 1963.
- [38] CORPORATION, M.: *MSC Nastran Release Guide Version 70.5*, 1998.
- [39] CORPORATION, M.: *MCS.Nastran 2003 Linear Static Analysis User's Guide*, 2004.
- [40] CORPORATION, M.: *MSC.Nastran Version 68 - Aeroelastic Analysis User's Guide*, 2004.
- [41] CRAMER, E., J. DENNIS, P. FRANK, R. LEWIS und G. SHUBIN: *Problem Formulation for Multidisciplinary Optimization*. Siam Journal of Optimization, 4(4):754–776, Nov. 1994.
- [42] DALEN, F. V.: *MDO Load Analysis and Preliminary Sizing*. Techn. Ber., Delft University of Technology, December 1996.
- [43] DALEN, F. VAN und A. ROTHWELL: *ADAS Structures Module: User's Manual*. Memorandum M-709, TU-Delft, 1995.
- [44] DANTZIG, G. B.: *Linear Programming and Extensions*. Nr. ISBN-13: 978-0691059136. Princeton University Press, 3. Aufl., Aug. 1998.
- [45] DEBOOR, C.: *On calculating with B-Splines*. Journal of Approximation Theory, (6):50–62, 1972.
- [46] DEBOOR, C.: *A Practical Guide to Splines*. Springer, New York, 1978.
- [47] DILLINGER, J., T. KLIMMEK, M. M. ABDALLY und Z. GÜRDAL: *Stiffness Optimization of Composite Wings with Aeroelastic Constraints*. Journal of Aircraft, 50(4):1159–1168, July 2013.
- [48] DORBATH, F.: *A Flexible Wing Modeling and Physical Mass Estimation System for Early Aircraft Design Stages*. Dissertation, TU Hamburg-Harburg, 2014.
- [49] DUGAS, M.: *Ein Beitrag zur Auslegung von Faserverbundtragflügeln im Vorentwurf*. Dissertation, Universität Stuttgart, 2002.
- [50] EASA: *EASA Type-Certificate Data Sheet Number : E.047*, Oct. 2013. Rolls-Royce plc, RB211 Trent 800 series engines.

- [51] EASTEP, F., V. TISCHLER, V. VENKAYYA und N. KHOT: *Aeroelastic Tailoring of Composite Structures*. Journal of Aircraft, 36(6):1041–1047, Nov.-Dec. 1999.
- [52] ENGELN-MÜLLGES, G. und F. REUTTER: *Numerische Mathematik für Ingenieure*. B.I. Wissenschaftsverlag, Mannheim, Wien, Zürich, 5. Auflage Aufl., 1987.
- [53] ESCHENAUER, H.: *Development of Highly Precise Telescopes - a typical Multidisciplinary Problem*. In: *Proc. of Optimization in Industry*, S. 13–30, Palm Coast, FL (USA), Mar. 23-27 1997. The American Society of Mechanical Engineers.
- [54] ESCHENAUER, H., J. GEILEN und H. WAHL: *Structural Optimization - A Survey*, Kap. SAPOP – An Optimization Procedure for Multidisciplinary Structural Design, S. 207–227. Nr. ISBN-13: 978-3642486999. Birkhäuser Verlag, 1998.
- [55] ESCHENAUER, H., J. KOSKI und A. OSYCZKA: *Multicriteria Design Optimization, Procedures and Applications*. Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, Paris, London, Jul. 1990.
- [56] ESCHENAUER, H. und W. SCHNELL: *Elastizitätstheorie: Grundlagen, Flächen-tragwerke, Strukturoptimierung. 3., vollständig überarbeitete und erweiterte Ausgabe*. BI Wissenschaftsverlag, Mannheim, Leipzig, Wien, Zürich, 1993. ISBN 3-411-16263-5.
- [57] FALK, A., J.-J. BARTHOLD und E. STEIN: *A Hierarchical Design Concept for Shape Optimization Based on the Interaction of CAGD and FEM*. Structural Optimization, (18):12–23, 1999.
- [58] FARIN, G.: *Bézier Polynomials over Triangles and the Construction of Piecewise Cn Polynomials*. Techn. Ber. TR/91, Brunel University, Department of Mathematics, Uxbridge (Great Britain), 1980.
- [59] FARIN, G. E.: *Curves and Surfaces for Computer Aided Geometric Design*. Nr. ISBN-13: 978-1558607378. Academic Press, 1993.
- [60] FAUX, I. und M. PRATT: *Computational Geometry for Design and Manufacture*. Nr. ISBN-13: 978-0470270691. John Wiley and Sons, New York, Chichester, Toronto, 1979.
- [61] FERGUSON, J.: *Multivariable Curve Interpolation*. Journal of the ACM, 11:221–228, 1964.
- [62] FLETCHER, R.: *A New Approach to Variable Metric Algorithms*. Computer Journal, 13:317–322, 1970.
- [63] FÖRSCHING, H.: *Grundlagen der Aeroelastik*. Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1974. ISBN: 3-540-06540-7.

- [64] GANZERT, W. und S. DIRMEIER: *Einsatz von Aerodynamischen Korrektur-Matrizen bei der Berechnung von Flügellasten mit MSC Nastran*. In: *DGLR Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002, Stuttgart*. Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V., 23–26 Sept. 2002.
- [65] GARZA, A. P. D. L., C. M. McCULLEY, J. C. JOHNSON, K. A. HUNTEN, J. E. ACTION, M. D. SKILLEN und P. S. ZINK: *Recent Advances in Rapid Airframe Modeling at Lockheed Martin Aeronautics Company*. In: *AVT-173 Virtual Prototyping of Affordable Military Vehicles Using Advanced MDO, NATO RTO, ACT 27th Panel Business Week, Sofia, May 16-20, 2011*, 2011.
- [66] GERARD, G. und H. BECKER: *Handbook of Structural Stability - Part 1 Buckling of Flat Plates*. Technical Note TN 3781, NACA, July 1957.
- [67] GIUNTA, A.: *Aircraft Multidisciplinary Optimization Using Design of Experiments Theory and Response Surface Modeling Methods*. Dissertation, Virginia Polytechnic Institute & State University, Blacksburg, VA (USA), May 1997.
- [68] GOLDFARB, D.: *A Family of Variable Metric Updates Derived by Variational Means*,. *Mathematics of Computations*, 24:23–26, 1970.
- [69] GRÜNDER, M.: *Kunststoff oder Metall? - Neue Materialien im Flugzeugbau*. *Flugrevue*, (9), 2011.
- [70] GUMBERT, C., G. J.-W. HOU und P. NEWMAN: *Simultaneous Aerodynamic and Structural Design Optimization SASDO for a 3D Wing*. Techn. Ber. AIAA 2001-2527, NASA Langley, 2001.
- [71] GUPTA, K. K.: *STARS - An Integrated, Multidisciplinary, Finite-Element, Structural, Fluids, Aeroelastic, and Aeroservoelastic Analysis Computer Program*. Techn. Ber. NASA Technical Memorandum 4795, NASA, 1997.
- [72] GUYAN, R. J.: *Reduction of Stiffness and Mass Matrices*. *AIAA Journal*, 3(2), February 1965.
- [73] HAFTKA, R.: *Elements of Structural Optimization*. Kluwer Academic Publishers, Third Edition (Contributions to Phenomenology) Aufl., 2002.
- [74] HARDEE, E., K.-H. CHANG, K. CHOI, X. YU und I. GRINDEANU: *A CAD-Based Design Sensitivity Analysis and Optimization for Structural Shape Design Applications*. In: *Proc. Of 6th AIAA/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Nr. AIAA-96-3990-CP, S. 77–87, Bellvue, WA (USA), Sep. 4-6 1996. AIAA.



- [75] HEINZE, W., H. KOSSIRA und A. BARDENHAGEN: *Integriertes Programmsystem für den Konzeptentwurf wiederverwertbarer Raumtransporter*. Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, 17:379–399, 1993.
- [76] HÖRNLEIN, H. und K. SCHITTKOWSKI: *Software Systems for Structural Optimization*, Bd. 110 d. Reihe *International Series of Numerical Mathematics*. Birkhäuser Verlag, Basel, Boston, Berlin, May 1998. ISBN: 3-76432-836-3.
- [77] HÖRNLEIN, H. R. E. M. und M. STETTNER: *Structural Design Process: Project-Programs-Prospect*. In: *Proc. of Optimization in Industry*, S. 89–101, Palm Coast, FL (USA), Mar. 23-27 1997. ASME.
- [78] HÖRNLEIN, H. R. E. M. und M. STETTNER: *Strukturoptimierungsprozeß: Projekte-Programme-Prognosen*. In: *VDI / WZL-Seminar 32-63-12 Optimierungsstrategien mit der Finiten-Element-Methode*, Aachen-Melaten (Germany), Dec. 2-3 1997. VDI.
- [79] HOSCHEK, J. und D. LASSER: *Grundlagen der geometrischen Datenverarbeitung*. Teubner, Stuttgart, 1992.
- [80] HOWE, D.: *Aircraft Conceptual Design Synthesis*. Nr. ISBN-10: 1860583016, ISBN-13: 978-1860583018. John Wiley & Sons, 2000.
- [81] HÜRLIMANN, F.: *Mass Estimation of Transport Aircraft Wingbox Structures with a CAD/CAE Based Multidisciplinary Process*. Dissertation, ETH Zürich, 2010.
- [82] IBM CORPORATION: *IGES Processor: User's Guide and Reference Manual*, Version 2, Release 1.0 Aufl., 1990.
- [83] IMAM, M.: *Three-Dimensional Shape Optimization*. Int. J. Num. Methods in Eng., 18:661–673, 1982.
- [84] JAMESON, A.: *The Present Status, Challenges, and Future Developments in Computational Fluid Dynamics*. In: *AGARD Conference Proceedings of the 77th Fluid Dynamics Panel Symposium, AGARD-CP-578-1, Seville, Spain*. AGARD, October 2-5 1995.
- [85] JAMESON, A., J. C. VASSBERG und S. SHANKARAN: *Aerodynamic-Structural Design Studies of Low-Sweep Transonic Wings*. In: *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 7-10 January 2008, Reno, Nevada*, Nr. AIAA 2008-145, 2008.
- [86] JAMESON, A., J. C. VASSBERG und S. SHANKARAN: *Aerodynamic-Structural Design Studies of Low-Sweep Transonic Wings*. Journal of Aircraft, 47(2):505–514, March–April 2010.

- [87] JOHNSON, E. H. und D. J. NEILL: *Automated Structural Optimization System (ASTROS)*. Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Dec. 1988. Applications Manual.
- [88] JUTTE, C. V. und B. K. STANFORD: *Aeroelastic Tailoring of Transport Aircraft Wings: State-of-the-Art and Potential Enabling Technologies*. Technical Memorandum NASA/TM-2014-218252, NASA, April 2014.
- [89] KELLY, J. E.: *The Cutting Plane Method for Solving Convex Programs*. J. SIAM, 8:702–712, 1960.
- [90] KELM, R., M. LÄPPLE und M. GRABIETZ: *Wing Primary Structure Weight Estimation of Transport Aircraft in Pre-Development Phase*. In: *Proc. of 54th Annual Conference of Society of Allied Weight Engineers, Inc.*, Hunsville, AL (USA), May 22-24 1995. S.A.W.E., Inc.
- [91] KIGGANS, R.: *Current State of STEP*. In: *CATIA Operators Exchange*, Dallas, TX (USA), Oct. 9-13 1994.
- [92] KIMMICH, S.: *Strukturoptimierung und Sensibilitätsanalyse mit finiten Elementen*. Dissertation, Universität Stuttgart, 1990.
- [93] KLIMMEK, T.: *Development of a Structural Model of the CRM Configuration for Aeroelastic and Loads Analysis*. In: *IFASD2013 - International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2013, 24-26 June 2013, Bristol, UK*, 2013.
- [94] KLIMMEK, T.: *Parametric Set-Up of a Structural Model for FERMAT Configuration for Aeroelastic and Loads Analysis*. Journal of Aeroelasticity and Structural Dynamics (ASD Journal), 3(2):31–40, 2014.
- [95] KLIMMEK, T., F. KIESSLING und H. HÖNLINGER: *Multidisciplinary Wing Optimization Using a Wing Box Layout Concept and a Parametric Thickness Model*. In: *Proceedings of 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Atlanta, GA, USA, 4–6 Sep.*, 2002.
- [96] KOCH, P., J. EVANS und D. POWELL: *Interdigitation for Effective Design Space Exploration using iSIGHT*. Journal of Structural and Multidisciplinary Optimization, 23(2):111–126, March 2002.
- [97] KRIEZIS, G., N. PATRIKALAKIS und F.-E. WOLTER: *Topological and Differential Equation Methods for Surface Intersections*. Computer Aided Design, (24):41–55, 1992.
- [98] KRONE, N. J. J.: *Divergence Elimination with Advanced Composites*. Dissertation, University of Maryland, College Park, MD, Dec. 1974.

- [99] KRONE, N. J. J.: *Divergence Elimination with Advanced Composites*. Techn. Ber. AIAA Paper 75-1009, AIAA, Aug. 1975.
- [100] KROO, I.: *Aircraft Design: Synthesis and Analysis*. Internet, 2012. Course Notes.
- [101] KRÜGER, W., T. KLIMMEK, R. LIEPELT, H. SCHMIDT, S. WAITZ und S. CUMNUANTIP: *Design and Aeroelastic Assessment of a Forward Swept Wing Aircraft*. In: *In Proceedings of IFASD 2013, International Forum of Aeroelasticity and Structural Dynamics, 24–27 June 2013, Bristol, UK*, 2013.
- [102] KRUSE, M., T. F. WUNDERLICH und L. HEINRICH: *A Conceptual Study of a Transonic NLF Transport Aircraft with Forward Swept Wings*. In: *In Proceedings of 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 25–28 June 2012, New Orleans, USA*, 2012.
- [103] KUZMINA, S., F. ISHMURATOV, M. ZICHENKOV und V. CHEDRIK: *Integrated Numerical and Experimental Investigations of the Active/Passive Aeroelastic Concepts on the European Research Aeroelastic Model EuRAM*. ASD Journal, 2(2):31—51, 2011.
- [104] KUZMINA, S. I., V. V. CHEDRIK und F. Z. ISHMURATOV: *Strength and Aeroelastic Structural Optimization of Aircraft Lifting Surfaces using Two-Level Approach*. In: *6th World Congress of Structural and Multidisciplinary Optimization, Rio de Janeiro (Brazil), 30 May - 3 June 2005*.
- [105] KUZMINA, S. I., A. V. GRIGORIEV, F. Z. ISHMURATOV und V. V. CHEDRIK: *Multidisciplinary Analysis of Sensitivity of Aeroelasticity and Strength Characteristics in Aircraft Structure Design*. In: *CEAS 2009 European Air and Space Conference, Manchester, UK, 26-29 October 2009*.
- [106] LERNER, E. und J. MARKOWITZ: *An Efficient Structural Resizing Procedure for Meeting Static Aeroelastic Design Objectives*. Journal of Aircraft, 16:65–71, 1979.
- [107] LI, G., H. WANG, S. ARYASOMAYAJULA und R. GRANDHI: *Two-Level Optimization of Airframe Structures Using Response Surface Approximation*. Structural and Multidisciplinary Optimization, 20:116–124, 2000.
- [108] LIERSCH, C. M. und M. HEPPELLE: *A Distributed Toolbox for Multidisciplinary Preliminary Aircraft Design*. CEAS Aeronautical Journal, 2:57–68, Dec. 2011. Issue 1-4.
- [109] LIPIN, E., D. JEWSEJEW, A. TIMONIN, W. SOTNIKOW, W. MOSUNOW, F. ISCHMURATOW, W. TENJAJEWA, A. GUDILIN, W. MARKIN und A. SOTOW: *Der Programmkomplex ARGON für die Projektierung der Struktur von Flugzeugen*. Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, (18):167–174, 1994.

- [110] LIU, B., R. HAFTKA und M. AKGÜN: *Two-Level Composite Wing Structural Optimization Using Response Surfaces*. In: *Proc. of 1st ASMO UK/ISSMO Conference on Engineering Design Optimization, Product and Process Improvement*, S. 19–29, Ilkley, West Yorkshire (UK), Jul. 8-9 1999. MCB University Press.
- [111] LOMAX, T. L.: *Structural Loads Analysis for Commercial Transport Aircraft: Theory and Praxis*. Nr. ISBN 1-56347-114-0. AIAA Education Series, 1996.
- [112] LÉPINE, J., F. GUIBAULT, J.-Y. TRÉPANIER und F. PÉPIN: *Optimized Non-uniform Rational B-Spline Geometrical Representation for Aerodynamic Design of Wings*. AIAA Journal, 39(11):2033–2041, Nov. 2001.
- [113] MAJD, B. A. E.: *Parameterization Adaption for 3D Shape Optimization in Aerodynamics*. International Journal of Science and Engineering, 6(1):61–69, January 2014.
- [114] MARQUARDT, D. W.: *An Algorithm for Least-Squares Estimation of Nonlinear Parameters*. SIAM J. Appl. Math., 11:431–441, 1963.
- [115] MARTINS, J.: *A Coupled-Adjoint Method for High-Fidelity Aero-Structural Optimization*. Dissertation, Stanford University, Stanford, CA (USA), Oct. 2002.
- [116] MARTINS, J. R. R. A. und A. B. LAMBE: *Multidisciplinary Design Optimization: A Survey of Architectures*. AIAA Journal, 51(9):2049–2075, 2013.
- [117] MAUTE, K., M. NIKBAY und C. FAHRHAT: *Coupled Analytical Sensitivity Analysis and Optimization of Three-Dimensional Nonlinear Aeroelastic Systems*. AIAA Journal, 39(11):2051–2061, Nov. 2001.
- [118] MCCULLERS, L. A. und R. W. LYNCH: *Dynamic Characteristics of Advanced Filamentary Composite Structures, Volume II*. Techn. Ber. AFFDL-TR-73-111, September 1973.
- [119] MECHLER, H. und D. SCHMITT: *Parameterised Geometric Modelling - The New Aircraft (Pre)-Design Process*. In: *Proc. of CEAS Conference on Multidisciplinary Aircraft Design and Optimization*, S. 97–106, Köln (Germany), Jun. 25-26 2001. DGLR.
- [120] MOON, S.: *Aero-Structural Optimization of Divergence Critical Wings*. Masters Thesis, University of Toronto, 2009.
- [121] MORRIS, A.: *Foundation of Structural Optimization: A Unified Approach*. Nr. ISBN-13: 978-0471102007. John Wiley & Sons, New York, Chichester, Brisbane, Toronto, 1982.

- [122] MORRISON, J. H.: *4th Drag Prediction Workshop, San Antonio, TX June 20-21, 2009*. <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop4/workshop4.html>, last checked 2015/01/13.
- [123] MORTENSON, M.: *Geometric Modeling*. John Wiley and Sons, New York, Chichester, Brisbane, Toronto, Singapore, 1985. ISBN: 0-471-88279-8.
- [124] MSC SOFTWARE: *MSC.Nastran 2004 Design Sensitivity and Optimization User's Guide*, 2003.
- [125] NIU, M.: *Airframe Structural Design*. Hong Kong Conmilit Press LTD., Hong Kong, 1997. ISBN 962-7128-04-X.
- [126] NIU, M.: *Airframe Stress Analysis and Sizing*. Nr. ISBN-13: 978-9627128120. Hong Kong Conmilit Press LTD, Hong Kong, 1999.
- [127] N.N.: *Luftfahrttechnisches Handbuch*. LTH-Koordinierungsstelle, 2006. [www.lth-online.de](http://www.lth-online.de), last checked 2014-05-20.
- [128] N.N.: *CS25- Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes*. <http://www.easa.eu.int/home/index.html>, 2008. Amendment 5, last checked 2012.12.18.
- [129] N.N.: *Handbuch Strukur-Berechnung (HSB)*. In: *Luftfahrt Technisches Handbuch (LTH)*. Industrie-Ausschuss Struktur Berechnungsunterlagen (IASB), 2008.
- [130] N.N.: *ModelCenter Software Package*, 2010. Phoenix Integration Inc., Blacksburg, VA.
- [131] N.N.: *FAR25 Airworthiness Standards: Transport Aircraft Category Airplanes*, [www.faa.gov/aircraft/air\\_cert/airworthiness\\_certification/std\\_awcert/std\\_awcert\\_regs/regs](http://www.faa.gov/aircraft/air_cert/airworthiness_certification/std_awcert/std_awcert_regs/regs), last checked 2014-05-20 2011.
- [132] N.N.: *CS25 - Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes*. <http://easa.europa.eu/document-library/certification-specifications/cs-25-amendment-14>, last checked 2014-05-20 2013. Amendment 14.
- [133] NOWACKI, H. und R. GNATZ (Hrsg.): *Geometrisches Modellieren*, Berlin, Heidelberg, New York, Nov. 1982. Gesellschaft für Informatik (GI), Springer Verlag.
- [134] OPENCASCADE: *OpenCascade*, 2014. <http://www.opencascade.org/>, accessed 2014-06-13.
- [135] ÖSTERHELD, C.: *Physikalisch begründete Analyseverfahren im integrierten multidisziplinären Flugzeugentwurf*. Dissertation, TU-Braunschweig, 2003. ZLR-Forschungsbericht 2003-06.

- [136] ÖSTERHELD, C., W. HEINZE und P. HORST: *Influence of Aeroelastic Effects on Preliminary Aircraft Design*. In: *Proceedings of 22nd International Congress of Aeronautical Sciences (ICAS), Harrogate, United Kingdom, 27 August-1 September 2000*, 2000.
- [137] OTTO, V.: *Systematische Aufbereitung eines parametrisierten aeroelastischen Flugzeugmodells für gekoppelte FEM-CFD Simulationen*. Institutsbericht IB 232-2011-C-1, DLR, 2011.
- [138] PETIAU, C.: *Design Method of Airframes*. In: *Proc. of 5th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, S. 537–543, Panama City Beach, FL (USA), Sep. 7-9 1994. AIAA.
- [139] POLONI, C. und G. MOSETTI: *Aerodynamic Shape Optimisation by Means of Hybrid Genetic Algorithm*. ZAMM, Zeitschrift für angewandte Mathematik und Mechanik, 76(3):247–250, 1996.
- [140] POWELL, M. J. D.: *Algorithms for Nonlinear Constraints that use Lagrangian Functions*. Mathematical Programming, 14(2):224–248, 1978.
- [141] RADOVCIC, Y. und A. REMOUCHAMPS: *BOSS QUATTRO: An Open System for Parametric Design*. Structural and Multidisciplinary Optimization, (23):140–152, 2002.
- [142] RAYMER, D.: *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. AIAA Education Series, Washington, DC, 1989. ISBN 0-930403-51-7.
- [143] RESCHKE, C. und T. KIER: *An Integrated Model for Aeroelastic Simulation of Large Flexible Aircraft Using MSC.Nastran*. In: *Virtual Product Development Conference EMEA 2004*. MSC Software, 22-24 Nov. 2004.
- [144] RIEKE, J.: *Bewertung von CFK-Strukturen in einem multidisziplinären Entwurfsansatz für Verkehrsflugzeuge*. Dissertation, TU-Braunschweig, 2013.
- [145] RIZZI, A., M. ZHANG, B. NAGEL, D. BOEHNKE und P. SAQUET: *Towards a Unified Framework using CPACS for Geometry Management in Aircraft Design*. Nr. AIAA 2012-0549, 2012.
- [146] RODDEN, W. P., J. P. GIESING und T. P. KALMAN: *Refinement of the Non-planar Aspects of the Subsonic Doublet-Lattice Lifting Surface Method*. Journal of Aircraft, 9(1):69–73, January 1972.
- [147] RODDEN, W. P. und E. H. JOHNSON: *MSC/NASTRAN Aeroelastic Analysis*. Nr. Version 68. The McNeal-Schwendler Corporation, 1994.

- [148] RODDEN, W. P., P. F. TAYLOR und S. C. MCINTOSH: *Improvements to the Doublet Lattice Methode in MSC/Nastran*. MSC 1999 Aerospace Users' Conference Proceedings.
- [149] ROOKS, B.: *Automatic Wing Box Assembly Developments*. Industrial Robot: An International Journal, 28(4):297–301, 2001.
- [150] RUDOLPH, P. K. C.: *High-Lift Systems on Commercial Subsonic Airlines*. Techn. Ber. NASA-CR-4746, NASA, 1996.
- [151] SAMAREH, J.: *Multidisciplinary Aerodynamic-Structural Shape Optimization Using Deformation (MASSOUD)*. In: *Proc. of 8th AIAA/NASA/USAF/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Nr. AIAA-2000-4911, Long Beach, CA (USA), Sep. 6-8 2000. AIAA.
- [152] SAMAREH, J.: *Novel Multidisciplinary Shape Parametrization*. Journal of Aircraft, 38(6):1015–1024, Nov.-Dec. 2001.
- [153] SAMAREH, J.: *Survey of Shape Parametrization Techniques for High-Fidelity Multidisciplinary Shape Optimization*. AIAA Journal, 39(5):877–884, May 2001.
- [154] SAMAREH, J. und G. BHATIA: *A Unified Approach to Modeling Multidisciplinary Interactions*. Techn. Ber. AIAA-2000-4704, AIAA, 2000.
- [155] S.A.S., A.: *A320 Maintenance Facility Planning*. Airbus S.A.S., Sept. 1985.
- [156] S.A.S., A.: *A330 Maintenance Facility Planning*. Airbus S.A.S., 2009.
- [157] SAUNDERS, D. A. und T. R. WHITE: *DT\_NURBS Library within the Collection of „CFD Utilities - CFD-related Fortran Libraries and Applications“*. [http://sourceforge.net/projects/cfdutilities/files/dt\\_nurbs/](http://sourceforge.net/projects/cfdutilities/files/dt_nurbs/), accessed 2014-05-22, Jan. 2014. NASA.
- [158] SCHAAK, H.: *Hybrid Dynamic Model Adjustment of Very Large Aircraft*. In: *In Proceedings of Worldwide Aerospace Conference & Technology Showcase, 8–10 April, 2002, Toulouse (France)*, Nr. 2001-38, 2002.
- [159] SCHIERENBECK, D. und H. ZIMMERMANN: *Die Aeroelastik im Wandel - Entwicklung und Zulassung von Großtransportflugzeugen*. In: *Tagungsband Aeroelastik Tagung der DGLR, 29.-30. Juni 1998, Göttingen*. DGLR, 1998.
- [160] SCHITTKOWSKI, K.: *Nonlinear Programming Codes - Information, Tests, Performance*, Bd. 183 d. Reihe *Lecture Notes in Economics and Mathematical Systems*. Springer, 1980.

- [161] SCHMIDT, A., M. LÄPPLE und R. KELM: *Advanced Fuselage Weight Estimation for the New Generation of Transport Aircraft*. Techn. Ber. SAWE Paper No. 2406 Category No. 23, Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH, 1997.
- [162] SCHOLZ, D.: *Vorlesungsmanuskript zur Vorlesung Flugzeugentwurf*. Hochschule für angewandte Wissenschaften Hamburg (HAW Hamburg), 1999.
- [163] SCHUHMACHER, G.: *Multidisziplinäre, fertigungsgerechte Optimierung von Faserverbund-Flächentragwerken*. Dissertation, FOMAAS, Universität-GH Siegen, 1995. Bericht Nr. T07-03.95.
- [164] SCHUHMACHER, G. und F. DAOUD: *Multidisciplinary Airframe Design Automation and Optimization - General Approach and Application to the Development of the UAV Talarion*. Keynote at AVT-173 Virtual Prototyping of Affordable Military Vehicles Using Advanced MDO, NATO RTO, ACT 27th Panel Business Week, Sofia, May 16-20, 2011, May 16–20 2011.
- [165] SCHUHMACHER, G., I. MURRA, L. WANG, A. LAXANDER, O. J. O’LEARY und M. HEROLD: *Multidisciplinary Design Optimization of a Regional Aircraft Wing Box*. In: *Proc. of 9th AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Atlanta (GA), Sep. 4-6 2002. AIAA.
- [166] SCHUMACHER, A.: *Topologieoptimierung von Bauteilstrukturen unter Verwendung von Lochpositionierungskriterien*. Dissertation, Universität Siegen, Dezember 1995. Bericht Nr. T01-01.96.
- [167] SCHUMAKER, L.: *Spline Functions: Basic Theory*. John Wiley and Sons, New York, 1981.
- [168] SEDERBERG, T. und R. MEYERS: *Loop Detection in Surface Patch Intersections*. *Computer Aided Geometric Design*, (5):161–171, 1988.
- [169] SEIBEL, M.: *Optimale Auslegung versteifter Faserverbund-Flächentragwerke unter Beul- und Eigenfrequenzrestriktionen*. Dissertation, Universität Siegen, 1996. Bericht Nr. T10-06.96.
- [170] SEIDEL, H.-P.: *Geometrische Grundlagen des Computer Aided Geometric Design*. In: GIERING, O. und J. HOSCHEK (Hrsg.): *Geometrie und ihre Anwendungen*, S. 201–246, München, Wien, 1994. Hanser.
- [171] SEIDEL, H.-P. und A. VERMEULEN: *Simplex Splines Support Surprisingly Strong Symmetric Structures and Subdivision*. In: LAURENT, P., A. L. MEHAUTE und L. SCHUMAKER (Hrsg.): *Curves and Surfaces II*, S. 443–455. AK Peters, Boston, 1994.



- [172] SEIDER, D., S. ZUR, J. FLINK, R. MISCHKE und O. SEEBACH: *RCE - Distributed, Workflow-driven Integration Environment*. In: *In Proceedings of EclipseCon Europe 2013, 29–31 Oct, Ludwigshafen (Germany)*, 2013. Poster.
- [173] SEITZ, A., M. KRUSE, T. WUNDERLICH, J. BOLD und L. HEINRICH: *The DLR Project LamAiR: Design of a NLF Forward Swept Wing for Short and Medium Range Transport Application*. In: *29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 27 - 30 June 2011, Honolulu, Hawaii*, 2011.
- [174] SHANNO, D. F.: *Conditioning of quasi-Newton Methods for Function Minimization*. *Mathematics of Computations*, 24:647–656, 1970.
- [175] SHIRK, H., T. HERTZ und T. WEISSHAAR: *A Survey of Aeroelastic Tailoring - Theory, Practise, and Promise*. *Journal of Aircraft*, 23(1):6–8, Jan. 1986.
- [176] SHUT, E. J., M. J. L. VAN TOOREN und J. P. T. J. BERENDS: *Feasibilization of a Structural Wing Design Problem*. In: *49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Schaumburg, IL, 7-10 April 2008.
- [177] SIGGEL, M.: *The TiGL Geometry Library*. In: *In Proceedings of 3rd Symposium on Collaboration in Aircraft Design, 19-20 Sep. 2013, Linköping, Schweden*, 2013. Presentation.
- [178] SOBIECZKY, H.: *New Design Concepts for High Speed Air Transport*. Springer-Verlag, Wien, New York, 1997. ISBN 3-211-82815-X.
- [179] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI, J., J.-F. BATHELEMY und K. RILEY: *Sensitivity of Optimum Solutions of Problem Parameters*. *Journal of Aircraft*, 20:1291–1299, 1982.
- [180] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI, J., M. EMILEY, J. AGTE und R. S. JR.: *Advancement of Bilevel Integrated System Synthesis (BLISS)*. Paper 2000-0421, AIAA, 2000.
- [181] SOBIESZCZANSKI-SOBIESKI, J. und R. HAFTKA: *Multidisciplinary Aerospace Design Optimization: Survey of Recent Developments*. *Structural Optimization*, 14(1):1–23, 1997. Review Article.
- [182] STOCKWELL, A.: *A Verification Procedure for MSC/NASTRAN Finite Element Models*. NASA Contractor Report 4675, NASA, 1995.
- [183] SUTHERLAND, I.: *Sketchpad: A Man-Machine Graphical Communication System*. In: *Proc. of th SJCC*, Nr. 23, S. 329–349, 1963.

- [184] TANG, P.-S. und K.-H. CHANG: *Integration of Topology and Shape Optimization for Design of Structural Components*. Structural and Multidisciplinary Optimization, 22(1):65–82, 2001.
- [185] THORBECK: *Manuskript zur integrierten Lehrveranstaltung Flugzeugentwurf I und II*, 2003.
- [186] TICHY, L.: *Vorlesungsmanuskript Einführung in die Aeroelastik I*. TU-Braunschweig, 2013.
- [187] TILLMANN, F. und R. GALLETTY: *MSC/Nastran Model Checkout*. In: *MSC/NASTRAN User's Conference, Universal City, CA (USA)*, Pasadena, California, March 20-21 1986.
- [188] TISCHLER, V., V. VENKAYYA, F. EASTEP und G. BHARATRAM: *Design Interfaces and Data Transfer Issues in Multidisciplinary Design*. In: *Proc. of 6th AIAA/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization*, Nr. AIAA-96-4125-CP, S. 1212–1222, Bellevue, WA (USA), Sep. 4-6 1996. AIAA.
- [189] TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft University Press, Delft, 1988. ISBN 90-247-2724-3.
- [190] TORENBEEK, E.: *Development and Application of a Comprehensive, Design-sensitive Weight Prediction Method for Wing Structures of Transport Category Aircraft*. Report LR-693, TU-Delft, September 1992.
- [191] TRAPP, J.: *Parametrisches Geometrie-Design für die Aerodynamik*. Dissertation, Universität Göttingen, 1998.
- [192] VANDERPLAATS, G.: *ADS - A Fortran Program for Automated Design Synthesis - Version 1.10*. NASA Contractor Report NASA CR 177985, NASA, 1985.
- [193] VANDERPLAATS, G.: *Structural Design Optimization Status and Direction*. Journal of Aircraft, 36(1):11–20, Jan.-Feb. 1999.
- [194] VANDERPLAATS, G. N.: *An Efficient Feasible Direction Algorithm for the Design Synthesis*. AIAA Journal, 22(11), Nov. 1984.
- [195] VANDERPLAATS, G. N.: *Multi-Discipline Design Optimization*, 2009. Vanderplaats Research and Development, Inc., Colorado Springs, CO.
- [196] VASSBERG, J. C., M. A. DEHAAN, S. M. RIVERS und R. A. WAHLS: *Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies*, 2008. DPW4 website: <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop4/workshop4.html>. Accessed 5/18/2013.

- [197] VASSBERG, J. C., M. A. DEHAAN, S. M. RIVERS und R. A. WAHLS: *Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies (Presentation)*, 2008. DPW4 website: <http://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop4> ; last checked 2016/05/12.
- [198] VIETOR, T.: *Optimale Auslegung von Strukturen aus spröden Werkstoffen*. Dissertation, Universität Siegen, Nov. 1993. Bericht Nr. T04-02.94.
- [199] WAHL, H.: *Dekompositionstechniken zur optimalen Auslegung von Bauweisen unter Berücksichtigung lokaler Effekte*. Dissertation, Universität Siegen, 1997.
- [200] WEBER, C.: *Konstruktive Entwurfsmodelle - Einsatz in einer Optimierungsschleife zur Auslegung komplex versteifter Faserverbund-Flächentragwerke*. Dissertation, FOMAAS, Universität-GH Siegen, 1997.
- [201] WEINERT, M.: *Sequentielle und parallele Strategien zur optimalen Auslegung komplexer Rotationsschalen*. Dissertation, Universität-GH Siegen, Apr. 1994.
- [202] WILKINSON, K., J. MARKOWITZ, E. LERNER, D. GEORGE und S. M. BATTILL: *FASTOP: A Flutter and Strength Optimization Program for Lifting-Surface Structures*. Journal of Aircraft, 14(6):581–587, June 1977.
- [203] WUNDERLICH, T.: *LamAiR - Laminar Aircraft Research UAP 1.1.2 - Flugzeugvorentwurf*. Projektbericht DLR Projekt LamAiR, DLR, 2011.
- [204] WUNDERLICH, T.: *Multidisziplinäre Optimierung von Flügeln für Verkehrsflugzeuge mit Berücksichtigung der statischen Aeroelastizität*. Dissertation, TU-Braunschweig, 2013. FB-2013-09.
- [205] ZIENKIEWICZ, O. und J. ZHU: *A Simple Error Estimator and Adaptive Procedure for Practical Engineering Analysis*. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 24:337–357, 1987.
- [206] ZILL, T., P. D. CIAMPA und B. NAGEL: *Multidisciplinary Design Optimization in a Collaborative Distributed Aircraft Design System*. In: *Proceedings of 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition 9–12 January 2012, Nashville, Tennessee*, Nr. DOI: 10.2514/6.2012-553, 2012.
- [207] ZOTEMANTEL, R.: *MBB-LAGRANGE: A Computer Aided Structural Design System*. In: HÖRNLEIN, H. und SCHITTKOWSKI [76], S. 143–158. ISBN: 3-764-32836-3.





**ISSN 1434-8454**

**ISRN DLR-FB--2016-34**